

VALIDACIÓN AERODINÁMICA, ANÁLISIS COMPUTACIONAL Y
EXPERIMENTAL DEL DISEÑO DE UN CARRO ELÉCTRICO TIPO FÓRMULA,
Y FABRICACIÓN DE ALERÓN DELANTERO PARA LA ESCUDERIA DCM
COMPETENCIA SENA ECO 2013

YULY TATIANA RODRÍGUEZ USAQUÉN
LIZETH ESTEFANY ROJAS CASTIBLANCO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ
2014

VALIDACIÓN AERODINÁMICA, ANÁLISIS COMPUTACIONAL Y
EXPERIMENTAL DEL DISEÑO DE UN CARRO ELÉCTRICO TIPO FÓRMULA,
Y FABRICACIÓN DE ALERÓN DELANTERO PARA LA ESCUDERIA DCM
COMPETENCIA SENA ECO 2013

YULY TATIANA RODRÍGUEZ USAQUÉN
LIZETH ESTEFANY ROJAS CASTIBLANCO

Trabajo de Investigación para optar al título de ingeniero aeronáutico

Director de proyecto: Ing. Nelson Javier Pedraza

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ
2014

Nota De Aceptación

Firma del Representante del Jurado

Firma del Jurado

Firma del Jurado

Bogotá, 6 de Junio del 2014

Dedico este trabajo a Dios, a mis padres y hermanos; especialmente a mi mami que siempre me ha apoyado de todas las maneras posibles, y a mi abuela que pese a los años de ausencia es mi inspiración y el motor de mis días.

Lizeth Estefany Rojas Castiblanco

A mi madre Ana Usaquén González por todo su amor y comprensión, y todas las personas que me han motivado para seguir adelante.

Fuly Tatiana Rodríguez Usaquén

AGRADECIMIENTOS

Los autores de este proyecto presentan sus agradecimientos a:

Ingeniero Andrés Felipe Giraldo por darnos la oportunidad de participar en este magnífico proyecto y representar a la Universidad en esta competencia nacional, además por confiar en nuestras capacidades.

Ingeniero Nelson Javier Pedraza por aceptar ser nuestro director de tesis y por dedicar su tiempo en la optimización de esta investigación.

Jonathan Orlando Murcia por su ayuda incondicional y su paciencia en el inicio de esta investigación, por ofrecernos orientación en el momento que más lo necesitábamos.

A José Luis Reyes y Andrés Felipe Aguillón porque hicieron parte de este grupo de trabajo porque gracias a ustedes pudimos demostrar resultados el día de la carrera fruto de un arduo trabajo de 6 meses.

Y en especial agradecemos a nuestros familiares por su apoyo constante durante los años de facultad.

RESUMEN

El presente proyecto muestra un estudio aerodinámico de un vehículo tipo fórmula para la competición Formula Sena Eco 2013 en donde compiten 9 regionales más a nivel Colombia, este estudio involucra la selección de perfiles para superficies aerodinámicas como lo son alerón delantero y trasero, simulaciones computacionales y experimentales en túnel de viento de diferentes diseños y prototipos realizados durante el proceso de esta investigación; el objetivo principal de este estudio es mejorar aerodinámicamente el rendimiento del vehículo en futuras competencias.

En este trabajo se puede encontrar también el proceso de fabricación en materiales compuestos del alerón delantero del carro.

INTRODUCCIÓN

La aerodinámica en el automovilismo tuvo sus orígenes a partir del año 1967 en donde aparecen los primeros alerones en el Lotus 49B con este importante hecho esta rama de la ingeniería hace un grande aporte en el diseño, optimización y creación de los vehículos en cualquier tipo de formula ya sea fórmula 1, indycar, formula E entre las más destacadas; y a pesar de que la industria automotriz hace su mayor esfuerzo en la optimización de los vehículos en la parte mecánica hablese de motores, chasis, suspensión, neumáticos se vio la necesidad que la Ingeniería aeronáutica se involucrara en este campo debido a las diferentes contribuciones y mejoras ya que esta rama influye gradualmente tanto en la carrocería como en la adhesión del neumático y la pista, en pocas palabras en el rendimiento de un vehículo.

En este caso de estudio se realiza un análisis de un vehículo para la competencia formula Sena eco 2013 esto abarca la selección de superficies aerodinámicas, selección de perfiles para alerón delantero y trasero, posteriormente la evaluación aerodinámica computacional que estas superficies aportan al vehículo, así como la validación tanto experimental y computacional de dos diseños analizando el comportamiento del flujo y las posibles mejoras de un diseño respecto al otro con el fin de implementarse en la fabricación de la carrocería para la competencia formula SENA ECO 2013 regional Bogotá.

De igual manera se presenta de forma detallada la producción del alerón delantero y su proceso de fabricación en materiales compuestos con el fin de garantizar el rendimiento en el vehículo por su bajo peso y resistencia a altas cargas aerodinámicas.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Validar aerodinámicamente el diseño de un carro eléctrico para la formula SENA-ECO por medio de análisis computacionales y experimentales.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Seleccionar las superficies aerodinámicas de un carro tipo formula
- Seleccionar perfiles aerodinámicos para la respectiva implementación en los alerones del carro.
- Analizar computacionalmente, desprendimiento de capa limite, presiones y distribución del flujo para alerón delantero y trasero.
- Validación de los diseños de la carrocería y selección del carro que se comporte mejor aerodinámicamente.
- Analizar experimentalmente coeficientes de arrastre, sustentación (downforce), desprendimiento de capa limite, presiones, y distribución del flujo de los prototipos del carro mediante el túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Establecer el proceso de fabricación idóneo y selección de materiales que se van a utilizar para la construcción del alerón delantero.

TABLA DE CONTENIDO

1. MARCO CONCEPTUAL	26
1.1 NUMERO MACH	26
1.2 RÉGIMEN SUBSÓNICO	27
1.3 AERODINÁMICA EN UN AUTOMÓVIL	27
1.3.1 Coeficientes adimensionales	29
1.3.2 Líneas de corriente en un vehículo	30
1.3.3 Flujos similares	31
1.3.4 Capa Límite	31
1.3.5 Coeficiente de presiones para un vehículo	33
1.3.6 Distribución de presión en un vehículo	33
1.4 PERFIL	35
1.4.1 Partes del Perfil	35
1.4.2 Fuerzas sobre un perfil	37
1.4.3 Centro de presiones en un perfil	39
1.4.4 Denominación Perfiles Aerodinámicos NACA	40
1.5 ALAS EN VEHICULOS DE CARRERAS	41
1.5.1 El efecto de la sustentación- con aproximación al suelo	42
1.5.2 Coeficientes adimensionales para un ala	43
1.5.3 Mejora del rendimiento del ala	46
1.5.4 Distribución de velocidades en una placa plana	47
1.5.5 Derivas laterales	48
1.6 MEDICIÓN DE LAS FUERZAS EN EL CARRO	49
1.7 NEUMATICOS	51
2. DESARROLLO INGENIERIL	52
2.1 DATOS BASICOS DE LA PISTA	52
2.2 NEUMÁTICOS	53
2.3 VEHICULO	53
2.4 ALERONES	55
2.4.1 Alerón trasero	56
2.4.2 Alerón delantero	71
3. ANÁLISIS COMPUTACIONAL ALERON TRASERO Y DELANTERO	84
3.1 ESTUDIO DE PRESIONES SOBRE LOS PERFILES	84
3.2 ANALISIS DE PRESIONES SOBRE ALERONES IMPLEMENTADOS AL CARRO FINAL	87
3.3 ASPECT RATIO PARA LOS ALERONES DEL CARRO FINAL	88
4. VALIDACION AERODINAMICA COMPUTACIONAL DE LOS VEHICULOS	91
4.1 ETAPAS DE LA SIMULACIÓN EN CFD	91
4.1.1 Diseño de la geometría de los modelos de estudio	92
4.1.2 Generación de la malla	93
4.1.3 Iniciación del cálculo computacional	105

4.1.4 Análisis de resultados carro inicial y carro final	105
5. ANALISIS AERODINÁMICO EXPERIMENTAL DE LOS VEHICULOS	115
5.1 LIMITANTES	116
5.2 PRUEBAS EN EL TUNEL DE VIENTO PARA CARRO INICIAL	117
5.3 PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO PARA EL CARRO FINAL	122
5.4 ANÁLISIS BASADO EN LA COMBINACIÓN DE METODOS COMPUTACIONALES Y EXPERIMENTALES	129
6. FABRICACIÓN ALERÓN DELANTERO	133
6.1 EQUIPOS	133
6.1.1 Equipos y herramientas disponibles	133
6.2 SELECCION DE MATERIALES	135
6.2.1 Materiales compuestos	136
6.2.2 Moldes.	139
6.2.3 Resinas	142
6.3 FASE EJECUCION	147
6.3.1 Limitaciones	147
6.3.2 Método I. Fabricación del molde en particiones de poliuretano	147
6.3.3 Método II fabricación del molde en madera balsa	151
6.3.4 Laminación en materiales compuestos	160
7. CONCLUSIONES	178
8. RECOMENDACIONES	180
9. BIBLIOGRAFIA	181

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Flujo Subsónico sobre un Perfil Aerodinámico	27
Figura 2. Sistema de Coordenada cargas aerodinámicas en un vehículo	28
Figura 3. Capa Límite cerca a la superficie del vehículo	32
Figura 4. Variación de capa límite a lo largo de una placa plana	32
Figura 5. Partes de un perfil aerodinámico	35
Figura 6. Fuerzas que actúan sobre un perfil	37
Figura 7. Fuerza aerodinámica resultante R, y momento sobre un perfil	37
Figura 8. Componentes de la Fuerza Resultante	38
Figura 9. Centro de presiones para perfil simétrico	39
Figura 10. Momento Aerodinámico en un perfil	40
Figura 11. Visualización de Capa Límite en un perfil aerodinámico	40
Figura 12. Fuerzas sección transversal del ala	41
Figura 13. Efecto suelo que incrementa la sustentación	42
Figura 14. Formas de generadores de vórtices usados en alas	46
Figura 15. Vista lateral fuerzas ejercidas en una placa plana	47
Figura 16. Derivas laterales de un ala	49
Figura 17. Sistemas de medición de sustentación y arrastre en un carro	50
Figura 18. Método de montaje de ruedas giratorias	50
Figura 19. Circuitos del autódromo de Tocancipa	52
Figura 20. Esquema de distancia de alerones- reglamento formula Sena.	56
Figura 21. Cubrimiento de las Ruedas según reglamentos Formula Sena Eco	72
Figura 22. Derivas laterales alerón trasero	89
Figura 23. Derivas laterales alerón delantero	90
Figura 24. Vista isométrica carro inicial	92
Figura 25. Vista Isométrica carro final	93
Figura 26. Generación de la malla alrededor del carro	94
Figura 27. Enmallado sólido del carro inicial	95
Figura 28. Enmallado sólido del carro y suelo del túnel de viento	95
Figura 29. Enmallado de las condiciones de entrada y salida del túnel de viento	96
Figura 30. Enmallado del túnel de viento virtual y carro al interior del mismo	97
Figura 31. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro	98
Figura 32. Vista lateral del plano de corte en volumen	98
Figura 33. Límites de volumen sobre el túnel de viento y el carro inicial	99
Figura 34. Generación de malla alrededor del Carro Final	100
Figura 35. Enmallado sólido carro final	100
Figura 36. Enmallado sólido del carro final y cara inferior del túnel de viento	101
Figura 37. Enmallado de las condiciones de entrada y salida del túnel de viento	102
Figura 38. Enmallado del túnel de viento virtual y carro final en el interior	102
Figura 39. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro final	103
Figura 40. Vista lateral del plano de corte en volumen del carro final	104

Figura 41. Límites de volumen sobre el túnel de viento y el carro fina	104
Figura 42. Prototipo en 3D del carro inicial	117
Figura 43. Medición de la velocidad de entrada en el túnel	119
Figura 44. Visualización de flujo en túnel de viento para el carro inicial	121
Figura 45. Prototipo en 3D del carro final	122
Figura 46. Alerón delantero carro inicial y final	124
Figura 47. Líneas de flujo sobre la parte delantera del carro final	125
Figura 48. Comportamiento sección delantera en el túnel para el carro final	126
Figura 49. Comportamiento sección intermedia en el túnel para el carro final	127
Figura 50. Comportamiento sección trasera en el túnel para el carro final	128
Figura 51. Trayectoria de flujo para el carro inicial	130
Figura 52. Trayectoria de flujo para carro final	130
Figura 53. Comparación prueba experimental y computacional carro inicial	131
Figura 54. Modelo encaminado con mejoras aerodinámicas implementadas	132
Figura 55. Máquina de Control Numérico Computarizado.	133
Figura 56. Sierra de corte sin fin	134
Figura 57. Máquina de corte laser	135
Figura 58. Tejido de Fibra de Carbono	136
Figura 59. Tejido de Aramida Equilibrado	137
Figura 60. Tejido de fibra de Vidrio	138
Figura 61. Tejido Fibra Zylon	138
Figura 62. Madera MDF de diferentes milímetros de espesor	140
Figura 63. Láminas de madera balsa	140
Figura 64. Poliuretano estructural	142
Figura 65. Obtención de bloques de poliuretano	148
Figura 66. Cortes rectangulares de la espuma de Poliuretano	149
Figura 67. Mar Marcación del perfil NACA 6412 en espuma de Poliuretano	149
Figura 68. Cortes en poliuretano de Perfiles alares NACA 6412	150
Figura 69. Plano perfil NACA 6412 elaborado en CAD Solid Edge ST5	151
Figura 70. Alerón Delantero elaborado en el CAD Solid Edge ST5	152
Figura 71. Perfil alar NACA 6412 en madera balsa de 3mm	152
Figura 72. Alineación de costillas a través de una viga principal de ½ pulgada	153
Figura 73. Fijación de la viga principal y larguerillos a las costillas	154
Figura 74. Unión de listón cuadrado en el borde de ataque	155
Figura 75. Estructura interior del alerón delantero	156
Figura 76. Unión de láminas de balsa para posterior plaquín	156
Figura 77. Proceso de pegado en el extradós	157
Figura 78. Adherencia de la piel a la estructura del alerón delantero	158
Figura 79. Proceso de lijado en el borde de salida	158
Figura 80. Molde en madera balsa para posterior laminación	159
Figura 81. Tejido en fibra de vidrio	161
Figura 82. Proceso de mezcla de la resina poliéster	162
Figura 83. Proceso de laminado en fibra de vidrio	163
Figura 84. Refuerzo central en fibra de vidrio	164
Figura 85. Resina sin respuesta de curado	165

Figura 86. Fibra de vidrio estropeada por mal uso de resina	166
Figura 87. Almacenamiento regulatorio de desechos tóxicos	167
Figura 88. Limpieza del molde antes de nuevo proceso de laminación	168
Figura 89. Resina Epóxica y catalizador West System	170
Figura 90. Reacción exotérmica en resina epoxi	170
Figura 91. Impregnación de resina epoxica catalizada con brocha	171
Figura 92. Revestimiento de la segunda capa en fibra de carbono	172
Figura 93. Curado con ayuda de lámpara de calor por infrarrojos	173
Figura 94. Lijado para posterior capa de laminación	174
Figura 95. Eliminación de imperfecciones en borde de salida	175
Figura 96. Laminación en el borde de salida	175
Figura 97. Acabado superficial con papel abrasivo y agua	176
Figura 98. Acabado final del alerón delantero.	177
Figura 99. Deriva lateral del alerón delantero	177

LISTA DE GRÁFICAS

Gráfica 1. Distribución del coeficiente de presión medida a través de un auto	34
Gráfica 2. Efecto de la aproximación al suelo en alas rectangulares	45
Gráfica 3. Velocidad Vs Reynolds para el alerón trasero	58
Gráfica 4. Cl para los perfiles del alerón trasero a 11,11 m/s	63
Gráfica 5. Cl para los perfiles dela alerón trasero a 27,11 m/s	63
Gráfica 6. NACA 9412 a 12° y Velocidad de 11, 11 m/s	64
Gráfica 7. NACA 9412 a 8° y Velocidad de 11, 11 m/s	65
Gráfica 8. NACA 9412 a 10° y velocidad de 22,22 m/s	66
Gráfica 9. Distribución de presiones NACA 9412 a 27,77 m/s	66
Gráfica 10. NACA 9412 a 9° y velocidad de 27,77m/s	67
Gráfica 11. NACA 9412 a 11° y velocidad de 30,55 m/s	68
Gráfica 12. NACA 9412 a 11° y velocidad de 36,1111 m/s	68
Gráfica 13. Coeficientes de sustentación NACA 9412	69
Gráfica 14. Coeficientes de arrastre NACA 9412	70
Gráfica 15. Velocidad Vs Reynolds para el alerón delantero	73
Gráfica 16. Cl para los perfiles del alerón delantero a 11.11 m/s	77
Gráfica 17. Cl para los perfiles del alerón delantero a 27.77 m/s	77
Gráfica 18. NACA 6412 a 11° y velocidad de 11,11 m/s	78
Gráfica 19. NACA 6412 a 8 ° y velocidad de 27,77 m/s	79
Gráfica 20. NACA 6412 a 11 ° y velocidad de 36,11 m/s	79
Gráfica 21. Coeficientes de sustentación del NACA 6412	81
Gráfica 22. Coeficientes de arrastre para NACA 6412	82
Gráfica 23. Downforce para perfil trasero y perfil delantero	82
Gráfica 24. Drag generado por las superficies aerodinamicas	83
Gráfica 25-26. Contornos de presión y velocidad NACA 9412 a 27,777 m/s	84
Gráfica 27-28. Contornos de presión y velocidad NACA 9412 a 36,111 m/s	84
Gráfica 29-30. Contornos de presión y velocidad NACA 6412 a 27,777m/s	85
Gráfica 31-32. Contornos de presión y velocidad NACA 6412 a 36,111 m/s	85
Gráfica 33. Presión ejercida por los perfiles delantero y trasero	86
Gráfica 34. Presiones ejercidas sobre el alerón trasero	87
Gráfica 35. Presiones ejercidas sobre el alerón delantero	87
Gráfica 36. Líneas de flujo sobre el alerón delantero	88
Gráfica 37. Presión estática carro inicial a 5,55 m/s	106
Gráfica 38. Presión estática carro inicial a 22,222 m/s	107
Gráfica 39. Presión estática a 22,222 m/s visualización posterior	107
Gráfica 40. Presión estática carro inicial a 36,111 m/s	108
Gráfica 41. Presion estática para vehículo final a 5,555 m/s	109
Gráfica 42. Presión estática para vehículo final a 22,222 m/s	109
Gráfica 43. Presión estática para vehículo final a 36,111 m/s	110
Gráfica 44. Presión estática para parte trasera a 36,111 m/s	110
Gráfica 45. Trayectoria del flujo a 22,222 m/s carro final	111
Gráfica 46. Trayectoria de flujo a 36,111m/s carro final	111

Gráfica 47. Cambios de velocidad carro inicial a 22,22 m/s	112
Gráfica 48. Cambios de velocidad para carro final a 22,222 m/s	113
Gráfica 49. Cambios de velocidad carro inicial a 36,1111 m/s	113
Gráfica 50. Cambios de velocidad carro final a 36,111 m/s	114

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Valores típicos de coeficiente de presión para un carro	33
Tabla 2. Coeficientes de fricción Aprox- deslizamiento- en seco	51
Tabla 3. Longitud vehículo inicial y valores atmosféricos pista	53
Tabla 4. Características de llantas 185/55R15	53
Tabla 5. Calculo de Mach y Reynolds del vehículo inicial	54
Tabla 6. Calculo de Mach y Reynolds para el vehículo final	54
Tabla 7. Medidas alerón trasero	57
Tabla 8. Regímenes de velocidad alerón trasero	57
Tabla 9. Valores de capa límite para diferentes velocidades del vehículo	59
Tabla 10. Coeficientes de fricción para diferentes velocidades.	59
Tabla 11. Drag del alerón trasero para diferentes velocidades.	60
Tabla 12. Características geométricas de perfiles NACA 4415 y 6412	61
Tabla 13. Coeficientes de Sustentación perfil Naca 4415.	61
Tabla 14. Coeficientes de sustentación perfil Naca 6412.	62
Tabla 15. Coeficientes de sustentación perfil Naca 9410.	62
Tabla 16. Coeficiente de sustentación para perfil NACA 9412	62
Tabla 17. Sustentación generada por el perfil 9412 a diferentes velocidades	69
Tabla 18. Arrastre generado por perfil Naca 9412.	70
Tabla 19. Medidas iniciales del alerón delantero	72
Tabla 20. Regimenes de velocidad para alerón delantero	72
Tabla 21. Capa límite alerón delantero a diferentes velocidades	74
Tabla 22. Coeficiente de fricción para alerón delantero	74
Tabla 23. Drag en función del Cf para alerón delantero	75
Tabla 24. Coeficientes de Sustentación Naca 4415	75
Tabla 25. Coeficientes de sustentación Naca 6412.	76
Tabla 26. Coeficientes de Sustentación Naca 9410	76
Tabla 27. Coeficientes de sustentación Naca 9412.	76
Tabla 28. CI NACA 4415, 6412,9410 Y 9412 a 4°	80
Tabla 29. Lift 6412 a 4° y diferentes velocidades.	80
Tabla 30. Drag 6412 a diferentes velocidades.	81
Tabla 31. Velocidades requeridas por el túnel de viento para simulación	123
Tabla 32. Propiedades estructurales de la fibra de carbono y el acero	135
Tabla 33. Principales propiedades mecánicas de la resina poliéster	143
Tabla 34. Principales propiedades mecánicas de la resina Viniléster	143
Tabla 35. Guía de selección del endurecedor West System	145
Tabla 36. Propiedades mecánicas de las resinas epoxi más usadas	146
Tabla 37. Propiedades mecánicas de las resinas fenólicas	147

LISTA DE ECUACIONES

Ecuación 1. Ecuación para definir número Mach	22
Ecuación 2. Ecuación de Velocidad	22
Ecuación 3. Ecuación para calcular velocidad del sonido en el aire	23
Ecuación 4. Ecuación para calcular Numero Reynolds	23
Ecuación 5. Coeficiente de Arrastre (Drag)	29
Ecuación 6. Ecuación coeficiente de sustentación (lift)	29
Ecuación 7. Ecuación coeficiente de fuerza lateral	29
Ecuación 8. Ecuación coeficiente de Fricción	30
Ecuación 9. Relación de aspecto (AR) de un ala	43
Ecuación 10. Ecuación de AR para un ala rectangular	43
Ecuación 11. Ecuación para determinar presión dinámica en un ala	43
Ecuación 12. Ecuación Coeficiente de fuerza normal	44
Ecuación 13. Ecuación Coeficiente de fuerza axial	44
Ecuación 14. Ecuación coeficiente de momentos	44
Ecuación 15. Ecuación coeficiente de presión.	44
Ecuación 16. Ecuación del AR actual de una superficie aerodinámica	48
Ecuación 17. Ecuación de Coeficiente de Adhesión	51
Ecuación 18. Ecuación para Superficie de un alerón.	56
Ecuación 19. Ecuación de capa límite para flujos turbulentos.	58
Ecuación 20. Ecuación Coeficiente de fricción para flujo turbulento	59
Ecuación 21. Ecuación de Drag en función de coeficiente de fricción	60
Ecuación 22. Ecuación de sustentación generada	69
Ecuación 23. Ecuación arrastre generado	70
Ecuación 24. Ecuacion para determinar la capa límite para flujo laminar	73
Ecuación 25. Ecuación de Coeficiente de fricción para flujo laminar	74
Ecuación 26. Igualdad Numero Reynolds para elementos similares	118
Ecuación 27. Medición de la velocidad del aire en la sección de pruebas	119

TABLA DE ABREVIATURAS

AR: Relación de aspecto (por sus siglas en ingles aspect ratio)

b: Envergadura

c: Cuerda

CD: Coeficiente de arrastre

Cf: Coeficiente de fricción

CFD: Computational Fluid Dynamic– Dinamica computacional de fluidos

C_{lf} :Coeficiente de sustentación frontal

C_{lr}: Coeficiente de sustentación trasero

CL: Coeficiente de sustentación

CNC: Control Numérico Computarizado

DCM: Distrito capital-Meta

M : Numero Mach

MDF:madera de Fibra vulcanizada de densidad media (mediumdensityfiberboard).

Y: Constante adiabática de los gases

R : Constante Universal de los gases

S : Superficie

GLOSARIO

AERODINÁMICA: Es la ciencia que estudia la dinámica de los gases especialmente la interacción de la atmosfera con objetos en movimiento.

ADIMENSIONAL: Se refiere a todos aquellos números que se usan en física, química e ingeniería y no posee dimensiones o como mejor se conoce unidades.

ALERÓN DELANTERO: Proporciona un tercio de la carga aerodinámica del carro, se utiliza para equilibrar la carga que se genera trasera, este es de mayores dimensiones que el alerón trasero, uno de sus objetivos es reducir el arrastre que generan las ruedas, este de gran importancia ya que es determinante de como el aire circula a través del el carro.

ALERÓN TRASERO: Su configuración es determinada según el tipo de circuito que se corra, tiene flujos turbulentos debido a otros elementos que lo provocan al llegar a la parte trasera, no están eficiente como el delantero pero debe generar el doble de downforce que el alerón delantero para equilibrar el carro. Su misión fundamental es generar máximo empuje vertical (downforce) con un mínima vibración y arrastre (drag) para así lograr una óptima relación (downforce/drag).

ANGULO DE ATAQUE: Es el ángulo que existe entre la cuerda y el viento relativo.

ARRASTRE: Resistencia aerodinámica la cual se opone a la velocidad de un objeto en movimiento.

CAPA LIMITE AERODINÁMICA: Es la parte del flujo cerca de un cuerpo, donde las fuerzas viscosas distorsionan el flujo no viscoso circundante. La magnitud de esas fuerzas depende de la forma del objeto, la velocidad, y las propiedades de viscosidad y compresibilidad del fluido.

Sus estudios permiten el análisis de arrastre, transferencia de calor y velocidades de perdida en perfiles.

CAPA LÍMITE LAMINAR: Se presenta para bajos números de Reynolds, es caracterizada porque se adapta a la forma física del cuerpo

CAPA LIMITE TURBULENTO: Para altos números de Reynolds la capa límite es turbulenta y la velocidad del flujo es inestable es decir que cambia con el tiempo, y se presentan generalmente remolinos dentro de la capa límite.

CENTRO AERODINÁMICO: Es el punto donde al aplicar una fuerza aerodinámica, la magnitud del momento aerodinámico permanece constante con respecto a variaciones de ángulo (El valor del momento depende donde la fuerza sea aplicada)

CENTRO DE GRAVEDAD: Es el promedio del peso y masa distribuida a través de un objeto, para que éste sea estable y no produzca momentos de rotación o torsión.

CENTRO DE PRESIONES: Es el promedio de la variación de presión, se obtiene de la integración de los momentos de presión que se presentan cuando un objeto se mueve a través de un fluido a diferentes velocidades.

CUERDA: Es la distancia que existe entre el borde de ataque y borde de salida de un perfil aerodinámico, sirve para determinar el centro aerodinámico, curvatura máxima, posición en la que ocurre la curvatura máxima, máximo espesor de un perfil entre otros.

DENSIDAD: Es la propiedad de un fluido que varía con respecto a la presión y temperatura. Cabe resaltar que las fuerzas aerodinámicas son directamente afectadas por la densidad del fluido que pasa a través de un cuerpo

DENSIDAD DE UN MATERIAL COMPUESTO: es relación existente entre las densidades de los materiales constituyentes (matriz y fibra) y las proporciones volumétricas de los mismos.

DEFLECTORES LATERALES: son una sub parte de los pontones, su función es canalizar el aire hacia ellos y guiar las ráfagas sobrantes por debajo del carro.

DERIVAS LATERALES: Están situadas tanto en alerón delantero y trasero su función es direccionar el fluido para evitar turbulencias en estas superficies

DIFUSORES: Dirigen el aire debajo del auto y mientras más rápido este salga de ellos más adherencia tendrá el carro al suelo.

DOWNFORCE: O también conocida con sustentación negativa, para generar este tipo de fuerza se utiliza un perfil aerodinámico el cual va de forma invertida generando mayores velocidades en el extradós y mayores presiones en el intradós ayudando al vehículo a tener más fuerza de tracción al suelo.

DRAG: En español (arrastre) es la fuerza que se resiste al movimiento, esta se crea simultáneamente con el downforce solo que en cantidades muy pequeñas. Aquí la fuerza de cizallamiento actúa en paralelo a la superficie del cuerpo y contribuye al arrastre.

EFFECTO SUELO: Su objetivo es disminuir la presión debajo del vehículo y aumentarla por encima esto con el fin de crear una diferencia de presiones que permita que el vehículo se adhiera al suelo para obtener mayor velocidad, este se presenta de una manera más pronunciada a bajas alturas y puede ser peligroso a altas velocidades.

ENVERGADURA: es la distancia lineal entre los extremos de un perfil alar. Para el caso de estudio la envergadura será tomada como la distancia longitudinal para el alerón delantero, así como el trasero.

ESFUERZO CORTANTE: O también conocida como fricción actúa paralela a la superficie del cuerpo y contribuye al arrastre.

ESPEJOR DE CAPA LÍMITE: es la distancia existente desde la parte exterior del cuerpo hasta el punto donde la velocidad del fluido cambia en un 1% del valor de la velocidad lejos del sólido.

ESTABILIDAD: Es la fuerza de restauración donde lift y drag actúan a través del centro de presión. Para un modelo estable el centro de gravedad debe estar delante del centro de presión para evitar un torque y por tanto una condición inestable. En automóviles se requiere una óptima relación resistencia vs downforce que permite que éste sea rápido pero a su vez estable respectivamente.

FIA: Fédération Internationale de l'Automobile -Federación Internacional de Automovilismo, organización sin ánimo de lucro incluye a más de 200 organizaciones automovilísticas de 125 países

FLUJO COMPRESIBLE: Es un flujo el cual presenta densidad variable en diferentes puntos.

FLUJO INCOMPRESIBLE: Se dice que el flujo es incompresible si la densidad es constante.

FLUJO ESTACIONARIO: En este tipo de flujo las líneas de corriente no varían con el tiempo debido a que cada partícula de aire continúa con la misma trayectoria que la precede.

FLUJO LAMINAR: Es cuando el fluido se comporta de manera ordenada, las líneas de corriente que viajan en dirección de la velocidad media tienen una trayectoria suave.

FLUJO TURBULENTO: Es cuando el fluido se comporta de manera desordenada, las partículas del fluido se mueven momentáneamente en otra dirección de manera desorganizada.

FUERZA LATERAL: Se deriva de los vientos laterales que el carro experimenta es una componente de carga aerodinámica generalmente pequeña

GRADO CELSIUS: Es la unidad básica de medida de temperatura del Sistema Internacional de Unidades.

ISOCIANATO: Compuesto químico B de elevada reactividad que da la rigidez a la espuma de poliuretano.

LÍNEAS DE CORRIENTE: Son líneas imaginarias que describen el movimiento del fluido de modo que el vector velocidad en cualquier punto es siempre tangente a ella.

LÍNEA DE CURVATURA MEDIA: Línea equidistante entre el extradós e intradós de un perfil aerodinámico.

NUMERO MACH: Es un numero adimensional que relaciona la velocidad del objeto a estudiar respecto a la velocidad del sonido, sirve para evaluar los fenómenos que se deben a cambios de compresibilidad, densidad del aire. De igual manera define en que régimen se encuentra el objeto de estudio. (Subsónico, supersónico, transónico etc.)

Se define por la siguiente ecuación:

Ecuación 1. Ecuación para definir número Mach

$$M = \frac{V}{C}$$

Fuente: McCormick, Barnes Warnock. Aerodynamics and Flight Mechanics, Canada, Editorial Copyright, 1995 P. 25

Donde V es la velocidad del vehículo o las superficies aerodinámicas del mismo, esta dado por la siguiente ecuación:

Ecuación 2. Ecuación de Velocidad

$$V = \frac{x}{t}$$

Fuente: Ecuación de Velocidad.[En línea] Disponible en <<http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbasees/mot.html>>.p 3. [Consulta: Febrero, 15 de Diciembre del 2014].

Siendo X: Distancia recorrida por el vehículo sus unidades pueden estar en metros, kilómetros y millas

t: tiempo empleado en recorrer la distancia, sus unidades pueden ser horas, minutos y segundos.

C : velocidad del sonido y está dada por la siguiente ecuación :

Ecuación 3. Ecuación para calcular velocidad del sonido en el aire

$$C = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Fuente: Carmona, Anibal Isidoro. Aerodinámica y actuaciones del avión España, Editorial Paraninfo, 2000, P 23.

Donde γ es la constante adiabática del aire y es adimensional.

R es la constante de los gases sus unidades son : $\frac{J}{Kg \cdot K}$ siendo J (joules), Kg (Kilogramos), K (Kelvin)

T: es temperatura que esta medida en Kelvin o grados Celsius.

NUMERO REYNOLDS: Es usado para cuantificar el producto de la velocidad versus el tiempo, representa el radio entre las fuerzas inerciales y viscosas (fricción) creadas en el aire, se determina por la siguiente formula:

Ecuación 4. Ecuación para calcular Numero Reynolds

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Fuente: Kartz, Joseph. Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 29.

Donde

ρ : Densidad del aire sus unidades son (kg/m³).

V : Velocidad (m/s)

L : Longitud del cuerpo de estudio (m)

μ : Viscosidad dinámica del fluido

POLIOL: Compuesto químico A usado para la formación de poliuretano.

POLIURETANO: Es una espuma formada por la reacción de dos compuestos químicos compuesto A/B polioliol e isocianato respectivamente, sus propiedades

físicas y mecánicas dependen de la proporción de la mezcla entre éstos químicos, por lo que se puede obtener espumas elásticas o casi rígidas para usos desde colchones hasta piezas de automotriz.

PONTONES: Los pontones generan resistencia aerodinámica pero su función es cubrir tantas partes mecánicas e inclusive los mismos motores, se pueden encontrar con tomas de aire para la refrigeración de la planta motriz el tamaño de estas depende de las necesidades y velocidades del automóvil.

PRESIÓN: Fuerza aerodinámica que actúa normal a la superficie es responsable por la sustentación y parte del arrastre.

RESISTENCIA A LA TRACCIÓN: Es el máximo esfuerzo que un cuerpo puede soportar antes de romperse. Por ejemplo: la máxima tensión que una fibra puede resistir halando de ella.

RESISTENCIA ESPECÍFICA: Es el resultado entre la relación de la resistencia a la tracción del material estructural y su densidad.

REACCIÓN EXOTÉRMICA: Reacción química en donde ocurre un desprendimiento de energía calorífica. Un ejemplo de ello es visto en las resinas cuando se aplica XXX y/o no se trabaja en condiciones atmosféricas recomendadas.

RELACIÓN DE ASPECTO: Es la relación que existe entre la envergadura del ala y el ancho de la misma, a mayores relaciones de aspecto hay mayor maniobrabilidad y a menores relaciones de aspecto mayor estabilidad.

STRATASYS: Empresa de impresión de piezas en 3D que para el proyecto formula Sena eco 2013 desarrolló la impresión del alerón trasero de las diferentes escuderías en competencia y derivas laterales del alerón delantero para la escudería DCM

TELEMETRÍA: Corresponde a la medición automática de los diferentes sistemas que componen el vehículo como motores, rendimiento aerodinámico, frenos, sistema neumático entre otros, esto permite el seguimiento del vehículo durante la carrera.

TEMPERATURA: Es la magnitud física que relaciona la cantidad de energía de un cuerpo.

TOMA DE AIRE O TOMA DE ADMISIÓN: Estas tomas de aire se encuentran normalmente en la parte superior de la jaula anti vuelcos o los laterales donde se posicionan los motores la función principal es la refrigeración

TRAYECTORIA: Es el camino que sigue una partícula de un fluido.

VIENTO RELATIVO: También es llamado como corriente libre y es la velocidad del fluido que impacta la parte delantera de un cuerpo.

VISCOSIDAD: Es la propiedad que describe la resistencia que presenta un fluido. Este fenómeno en los líquidos disminuye cuando la temperatura aumenta y en los gases cuando la temperatura aumenta la resistencia a deslizarse también aumenta.

VISCOSIDAD CINEMÁTICA: Es el cociente entre la viscosidad dinámica y la densidad de un fluido.

VISCOSIDAD DINÁMICA: Es la viscosidad absoluta es la medida directa de la viscosidad de un fluido.

1. MARCO CONCEPTUAL

La aerodinámica aplicada en carros tipo formula tiene como finalidad estudiar las fuerzas que se generan sobre un vehículo, por ello para estos fines se diseñan y se estudian perfiles usados invertidos para que generen en vez de sustentación downforce es decir fuerza negativa para mayor adherencia del vehículo con la pista.

Esta ciencia estudia el movimiento de un fluido sobre un cuerpo que se encuentra inmerso en él, entiéndase como fluido a cualquier tipo de materia que se encuentra en estado líquido o gaseoso; este estudio estará enfocado solamente al estado gaseoso es decir aire.

Una característica de los gases es que las moléculas tienden a moverse libremente de un lugar a otro transportando masa, momentos y energía en el fluido. Este transporte a escala molecular da lugar a los fenómenos de difusión de masa, viscosidad (fricción) y conducción térmica.

Los flujos reales muestran los efectos de estos fenómenos de transporte; dichos flujos se llaman flujos viscosos, a diferencia del flujo no viscoso donde no implica ninguna fricción y conducción térmica.

También se pueden encontrar otra clasificación de los fluidos estos pueden ser incompresibles o compresibles los primeros poseen densidad constante es decir las variaciones de densidad del fluido son muy pequeñas para tener en cuenta y los compresibles donde la densidad es variable ya que experimenta cambios de volumen demasiado grandes debido a las altas velocidades.

1.1 NUMERO MACH

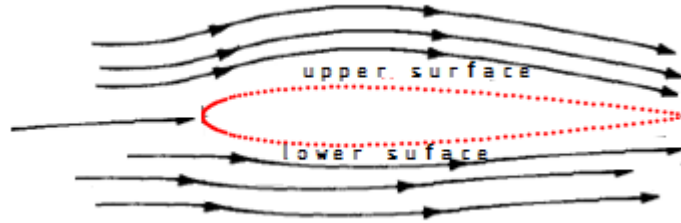
La velocidad se puede expresar por medio del número mach por medio de este rango es posible evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire y compresibilidad, afectan de manera importante el cuerpo de estudio que para este caso son las superficies aerodinámicas del vehículo y el vehículo como se define el numero Mach en la Ecuación 1.

Dependiendo del número mach obtenido por medio de la Ecuación 1 se puede determinar en qué regímenes se encuentra el vehículo

- Subsónico $M < 1$
- Transónico $M 0.8 - 1.2$
- Sónico $M = 1$
- Supersónico si $M > 1$

1.2 RÉGIMEN SUBSÓNICO

Figura 1. Flujo Subsónico sobre un Perfil Aerodinámico.



Fuente: Adaptada por los autores de Anderson, Jhon D. *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2001. P 209.

Un campo de flujo se define en régimen subsónico si el número de Mach es menor de 1 en cada punto, los flujos subsónicos se caracterizan por líneas de corriente suaves.

Si la velocidad del fluido es menor que la velocidad del sonido las perturbaciones en el perfil aerodinámico se propagaran en corrientes libres tanto *upper and lower surface* como se ve en la Figura 1.

Es importante resaltar que una corriente libre de número mach menor a 1 no garantiza totalmente que el flujo sea subsónico sobre el cuerpo de estudio. A lo largo de la forma aerodinámica el área puede aumentar y por ende la velocidad del flujo aumenta por encima del valor de la corriente libre, y si el Mach es lo suficientemente cercano a 1, el número de Mach local puede llegar estar en régimen supersónico en ciertas regiones del flujo, para cuerpos esbeltos aerodinámicamente el $M < 0.8$ garantiza un flujo subsónico, pero para cuerpos aún más robustos el Numero Mach debe ser menor para asegurar un flujo totalmente subsónico.

1.3 AERODINÁMICA EN UN AUTOMÓVIL

La resistencia aerodinámica en un automóvil viajando a determinada velocidad involucra una compleja interacción del carro, el aire y el suelo en este caso las fuerzas aerodinámicas y los momentos en el cuerpo se deben a sólo dos fuentes básicas

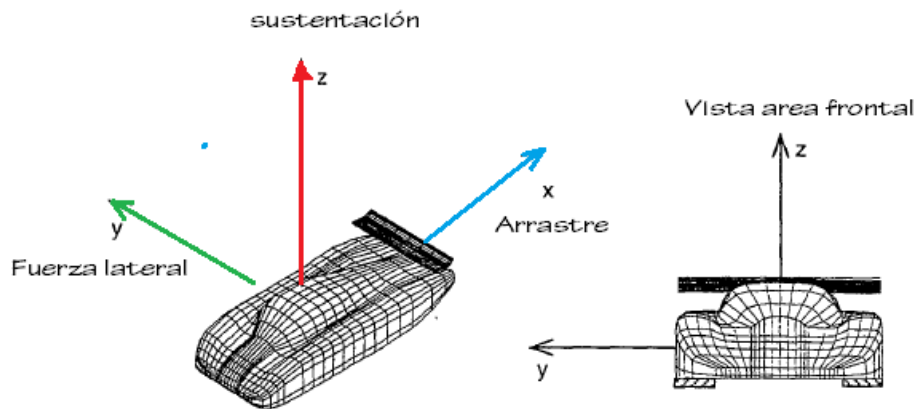
1. Distribución de presiones sobre la superficie del cuerpo
2. Distribución de esfuerzo cortante (*shear stress*) sobre las superficies del cuerpo

Las dimensiones de presión y esfuerzo cortante tienen dimensiones de fuerza por unidad de área en el Sistema inglés libras por pie cuadrado (Lb/ft^2) o newton por metro cuadrado (N/m^2) en el sistema internacional de unidades.

La presión actúa perpendicular a la superficie que al mismo tiempo es responsable por la sustentación y una pequeña parte del arrastre. La segunda fuerza es el esfuerzo cortante (fricción) actúa paralelo a la superficie del cuerpo y contribuye solamente al arrastre.

Como se puede ver en la Figura 2 las direcciones más comunes serán x, y z, y la fuerza resultante se debe a estas contribuciones que puede dividirse en varias componentes.

Figura 2. Sistema de Coordenada cargas aerodinámicas en un vehículo



Fuente: Adaptada por los autores de KARTZ, Joseph, Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, p 45

Se pueden definir tres coeficientes los cuales son sustentación, arrastre y coeficiente de fuerza lateral, también se encuentran estos tres tipos de fuerzas y momentos en el vehículo pero por simplicidad se enfocan solamente en dos, sustentación y arrastre. La fuerza lateral es importante en casos donde el viento relativo impacta en la parte lateral del carro y afecta la trayectoria que lleva el objeto de estudio. La dirección de la fuerza de arrastre es paralela al movimiento del vehículo y los puntos apuntan hacia la parte posterior del vehículo en la dirección X, la fuerza lateral es positiva y va en la dirección Y, mientras que la sustentación actúa hacia abajo si se utilizan alas invertidas y va en dirección normal a el suelo hacia la dirección Z. Por supuesto la sustentación negativa actúa en la dirección Z.

1.3.1 Coeficientes adimensionales

Los coeficientes adimensionales para la sustentación y el arrastre son valores obtenidos en relación únicamente con la forma del vehículo y la velocidad.

Ecuación 5. Coeficiente de Arrastre (Drag)

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^{\infty 2} A}$$

Fuente: Anderson, John D. Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2001, P 20.

Ecuación 6. Ecuación coeficiente de sustentación (lift).

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^{\infty 2} A}$$

Fuente: Ibid, P 20.

Ecuación 7. Ecuación coeficiente de fuerza lateral

$$C_Y = \frac{Y}{\frac{1}{2} \rho V^{\infty 2} A}$$

Fuente: Ibid., P 20.

Los anteriores coeficientes descritos en las ecuaciones 5, 6 y 7 son adimensionales es decir no posee unidades. Es importante aclarar que ρ corresponde a la densidad, V^{∞} a la velocidad del vehículo, y A al área superficial del mismo.

1.3.1.1 Coeficiente de fricción

En la Ecuación se define el coeficiente de fricción (Shear Stress) que es un número adimensional que indica el nivel de fricción entre la superficie del vehículo y el aire, está definido como:

Ecuación 8. Ecuación coeficiente de Fricción

$$C_{\tau} = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2}$$

Fuente: KARTZ, Joseph, Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 32.

1.3.1.2 Número de Reynolds

El numero Reynolds mide físicamente la relación de fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas en un flujo, la magnitud de este número indica en que regímenes se encuentra el fluido ya que este puede ser de tipo laminar o turbulento, se calcula mediante la Ecuación 4, cuando es de tipo laminar se encuentra en valores menores a 500.000 y cuando es de tipo turbulento se encuentran a partir de números superiores de 500.000 esto permite determinar si se conserva las líneas de flujo y movimiento de manera ordenada o si se desprenden del sólido y tienden a desordenasen respectivamente.

En el campo de aerodinámica para carros de carreras el numero Reynolds puede cuantificar el producto de la velocidad y está en función de la densidad, velocidad, longitud del cuerpo y viscosidad dinámica.

1.3.2 Líneas de corriente en un vehículo

Las líneas de corriente son las curvas asociadas con una descripción pictórica del movimiento del fluido. Si el vehículo circula hacia delante a una velocidad constante, el flujo se llama entonces *flujo de estado estable*. En este caso las partículas de aire se moverán a lo largo de las líneas de corriente (líneas que son paralelas a la dirección de velocidad local). Por lo general, tales flujos separados detrás del vehículo son traducidos como un *flujo de estela inestable*, que se puede sentir hasta grandes distancias detrás del vehículo, pero también se pueden presentar los dos tipos de flujo en secciones diferentes del carro para ello es necesario reducir la resistencia aerodinámica y/ o aumentar la carga aerodinámica

1.3.3 Flujos similares

Por definición dos fluidos diferentes son dinámicamente similares si:

1. Las trayectorias de líneas de corriente son geométricamente similares.
2. Las distribuciones de $\frac{V}{V_{\infty}}$, $\frac{p}{p_{\infty}}$ etc. a lo largo del campo de flujo son las mismas.
3. Los coeficientes de fuerza de sustentación y de arrastre son las mismas.

Los coeficientes de sustentación y arrastre se obtienen debido a la distribuciones descritas en el numeral 2 si este tipo de distribuciones sobre los diferentes cuerpos es igual entonces las fuerzas de los coeficientes adimensionales podrían ser los mismos.

Dos fluidos pueden ser dinámicamente similares si:

1. Los cuerpos y las otras fronteras sólidas son geométricamente similares para ambos flujos.
2. Los parámetros de similitud son los mismos para ambos flujos

Se puede decir que dos flujos sobre dos cuerpos geométricamente similares con el mismo número de Mach y Reynolds son dinámicamente similares, y por lo tanto los coeficientes de sustentación, arrastre y momentos serán idénticos para los cuerpos. Este es un punto clave en la validación aerodinámica en el túnel de viento.

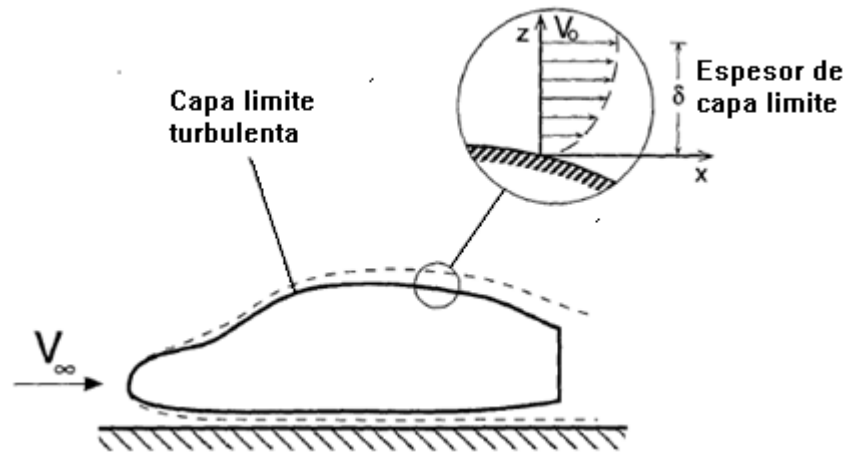
1.3.4 Capa Límite

Cerca de la carrocería del vehículo existe una capa límite delgada donde debido a la viscosidad del fluido la velocidad del aire se reduce a cero (en la superficie), la capa límite se presenta cuando se rompen las líneas de corriente libre de aire lo que produce una reducción de la sustentación y su espesor aumenta con la distancia a lo largo del vehículo como se observa en la Figura 3.

Si esta capa límite permanece unida al vehículo especialmente en la parte posterior entonces se obtendrán muy bajos coeficientes de resistencia, pero si la capa límite se separa, entonces el coeficiente de arrastre por lo general será mucho más grande, por ejemplo el espesor de esta capa límite es sólo varios milímetros en la parte delantera de un automóvil que viaja a 100 km / h, y puede ser de varios centímetros de espesor en la parte posterior, un aumento demasiado pronunciado en este espesor puede dar lugar a la separación de flujo, lo que resulta una resistencia adicional y una pérdida en la carga aerodinámica creada por las superficies aerodinámicas.

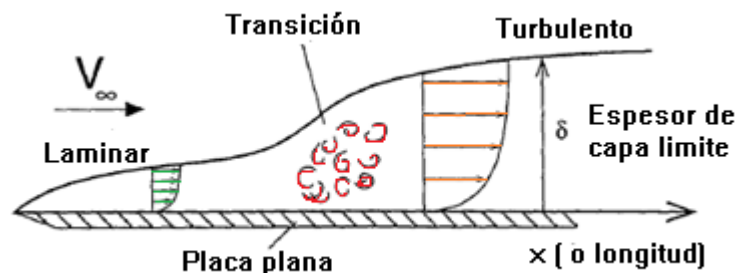
La capa límite puede ser laminar como turbulenta esta última es más gruesa y genera más resistencia --fricción, pero puede retrasar la separación del flujo. Aunque generalmente hay una zona de transición donde la capa límite laminar se convierte en turbulenta.

Figura 3. Capa Límite cerca a la superficie del vehículo



Fuente: Adaptada por los autores, de *Ibíd.*, p 37.

Figura 4. Variación de capa límite a lo largo de una placa plana



Fuente: Adaptada por los autores, de *Ibíd.*

En la Figura 3 es posible ver la variación de capa límite en el capo del carro inicialmente el flujo será laminar pero en cuanto va aumentando la longitud de la superficie el flujo se separa, y luego se vuelve a unir. En este tipo de reinserción la capa límite se convierte en turbulenta y la separación de capa se retrasa o se evita. Esta separación del flujo temprano se llama una separación laminar, y las líneas de corriente cerradas en donde existe flujo invertido se conoce como una burbuja laminar.

La burbuja laminar es sensible si el flujo se separa por completo y sin una reinserción, lo que resulta en un aumento considerable de la fricción. Este fenómeno

aparece cuando hay bajos números de Reynolds en rangos de 10^4 hasta 0.2×10^6 y puede desaparecer a medida que aumenta la velocidad del vehículo. Dando lugar a discrepancias graves en las visualizaciones de flujo y datos aerodinámicos cuando se hacen comparaciones a través de un rango de velocidades.

1.3.5 Coeficiente de presiones para un vehículo

Tabla 1. Valores típicos de coeficiente de presión para un carro

Localización	Velocidad	Cp.
Punto estacionario	0	1.0
Vehículo	Si V es menor que V^∞	0 a 1
Vehículo	Si V es mayor que V^∞	Negativo

Fuente: Adaptada por los autores, de Ibíd., p 37.

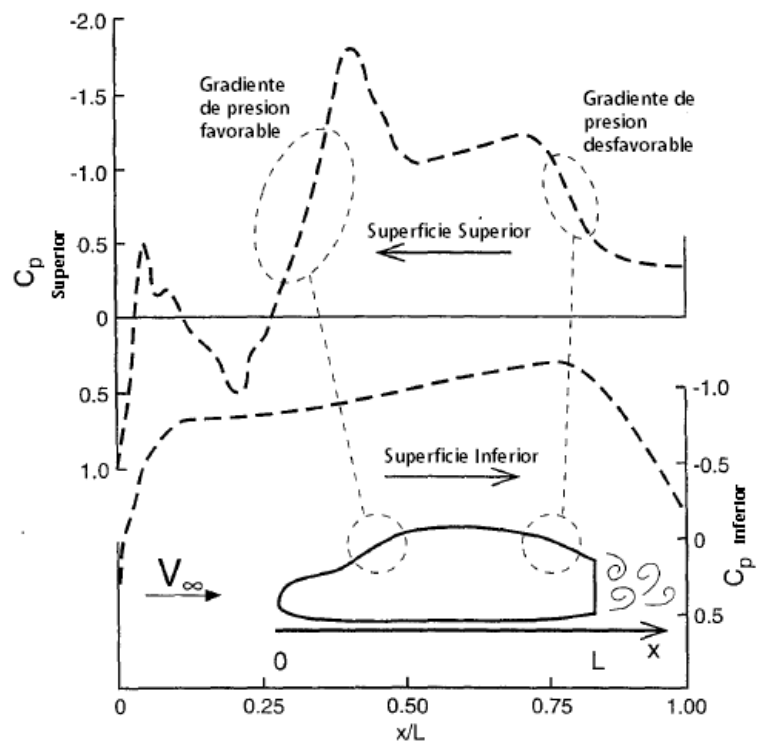
1.3.6 Distribución de presión en un vehículo

La distribución de presión en la parte de trasera de un vehículo es más baja que en la parte delantera donde se obtienen aproximadamente coeficientes de presiones (C_P) = 1,0¹, que crea efectos de **arrastre** debido a la separación de flujo en la superficie.

La importancia de la distribución de la presión es que en algunos casos de estudio dependiendo de dicha distribución se instalan tomas de enfriamiento y salidas de aire con el fin de asegurar que la presión en la salida sea más baja que en la entrada. Además, también por medio de dicha distribución se pueden identificar áreas en el vehículo donde la presión está disminuyendo a lo largo de una línea de corriente, esta condición es conocida como **distribución de presión favorable** (o gradiente favorable o pendiente). Otra área claramente que se puede ver en la Grafica 1 es la **distribución desfavorable de presión** que usualmente se encuentra en la parte trasera causando pérdidas de impulso y por ello se implementan superficies aerodinámicas para prorrogar este efecto.

¹Fuente: Traducido de Kartz, Joseph. Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 43.

Gráfica 1. Distribución del coeficiente de presión medida a través de un auto.



Fuente: Adaptada por los autores, de *Ibíd.*, p 48.

1.4 PERFIL

Un perfil aerodinámico es la sección transversal de un ala, es decir una superficie en 2D como se muestra en la Figura 5, a continuación se describe las partes de un perfil:

1.4.1 Partes del Perfil

Figura 5. Partes de un perfil aerodinámico



Fuente: Adaptada por los autores de Perfiles.[En línea] Disponible en <http://www.uniquindio.edu.co/uniquindio/ntic/trabajos/4/c4g2helimodelismo/subpaginas/aerodinamica/perfiles.htm>>.p 1. [Consulta: sábado, 7 de Diciembre del 2013].

1- Línea de Cuerda: Es una línea recta que va desde el borde de ataque hasta el borde de salida

2- cuerda: Es la distancia desde el borde de ataque hasta el borde de salida, es una dimensión característica de un perfil.

3-Línea de curvatura media: Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós, esta línea determina la curvatura del perfil. Básicamente es el lugar geométrico de los puntos entre las superficies superior e inferior, medido perpendicularmente a la misma línea de curvatura media.

4-Ordenada Máxima: Es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la cuerda; el valor y la posición a lo largo de la cuerda permiten definir la forma de la

línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de porcentaje de la cuerda.

5- Espesor Máximo: Es la distancia máxima entre el intradós y el extradós, se expresan en % de la cuerda. Los valores oscilan de un 3% hasta un 18% para perfiles delgados y gruesos respectivamente.

6-Radio del borde de ataque: Define la forma del borde de ataque, y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media

7-Borde de Ataque: Es la primera parte del perfil que entra en contacto con el viento relativo

8-Borde de salida: Es el extremo final del perfil donde sale la corriente libre de aire

9- Extradós: Es la línea superior del perfil que va desde el borde de ataque hasta el borde de salida.

10-Intradós: Es la línea inferior del perfil que va desde el borde de ataque hasta el borde de salida.

11- Angulo de ataque: El Angulo de ataque es el ángulo existente entre la cuerda, y el del viento relativo o también conocida como corriente libre de aire.

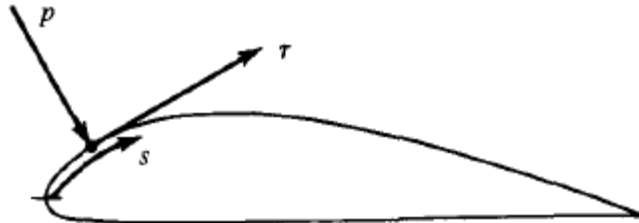
A bajos ángulos de ataque el coeficiente de sustentación tiende a variar linealmente con el ángulo, sin embargo cuando el ángulo de ataque va aumentando el fluido tiende a separarse de la superficie superior del perfil, por consiguiente hay una disminución de la sustentación e incremento del arrastre.

Se pueden encontrar dos tipos de perfiles dependiendo su forma unos son los perfiles simétricos que tienen características iguales tanto en intradós como estrados pero estos crean menor sustentación que los asimétricos los cuales la curvatura media ya no será una recta que coincida con la cuerda y se caracterizan por generar mayor coeficientes de sustentación.

1.4.2 Fuerzas sobre un perfil

Para el caso de un perfil la distribución de presión y esfuerzo cortante se observaran como en la Figura 6:

Figura 6. Fuerzas que actúan sobre un perfil



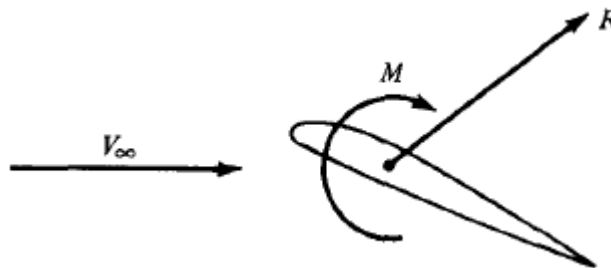
Fuente: Adaptada por los autores de ANDERSON, John D , *Fundamentals of Aerodynamics* 3Ed: Mc Graw Hill Editorial, 2001, p 16

$P = P(s)$ distribución de presión en la superficie

$T = T(s)$ Distribución de esfuerzo cortante en la superficie

La presión actúa normal a la superficie y el esfuerzo cortante (T) actúa tangencial a la superficie la última fuerza mencionada es causada por la fricción entre el cuerpo y el aire. El efecto neto de la distribución de Presión (P) y esfuerzo cortante (T) integrada sobre la superficie completa del cuerpo da como resultado una fuerza aerodinámica resultante R y momento M en el cuerpo como se puede evidenciar en la figura 7.

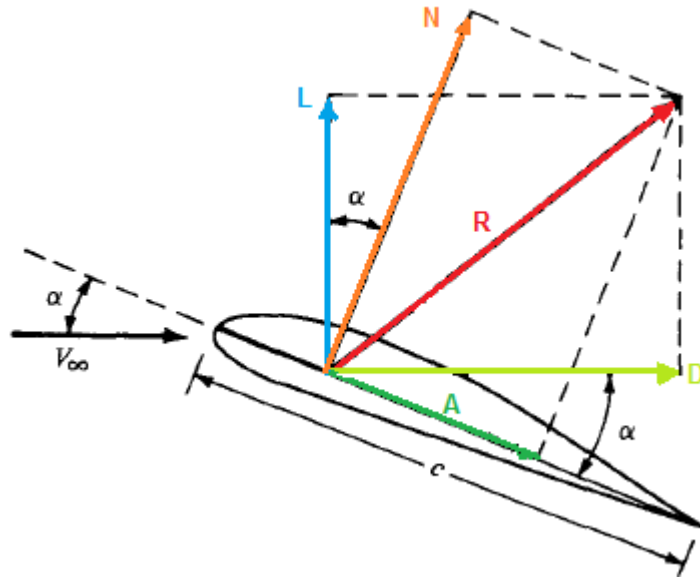
Figura 7. Fuerza aerodinámica resultante R , y momento sobre un perfil



Fuente: Adaptada por los autores de Ibíd. P 17.

La resultante R puede ser dividida en componentes como se muestra en la figura 8.

Figura 8. Componentes de la Fuerza Resultante



Fuente: Adaptada por los autores de *Ibíd.* P 18.

Por medio de la figura 8 se pueden determinar las fuerzas que actúan en un perfil aerodinámico, ya que por medio de estas se establece las cargas aerodinámicas que generan las alas utilizadas en la parte delantera y trasera del vehículo.

Las componentes de la fuerzas resultantes son L, D, N y A como se observa en la figura 8 donde :

L es la sustentación, R es la resultante y es perpendicular a la velocidad del viento relativo V_∞ ,

D es conocido como arrastre y es la componente paralela del viento relativo V_∞ .

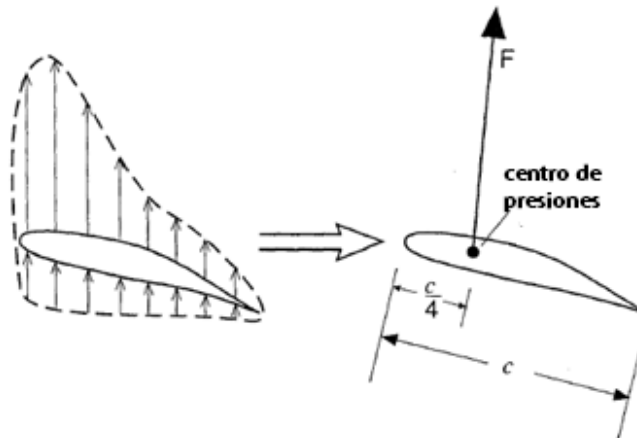
N es la fuerza normal, y es la componente de R perpendicular a c (cuerda) y

A es la fuerza axial componente de R paralela a c .

1.4.3 Centro de presiones en un perfil

El centro de presiones es el punto donde se aplica la integración de todas las fuerzas que actúan en un perfil. Esta fuerza para perfiles simétricos actúa en el cuarto de la cuerda, como se muestra en la Figura 9.

Figura 9. Centro de presiones para perfil simétrico



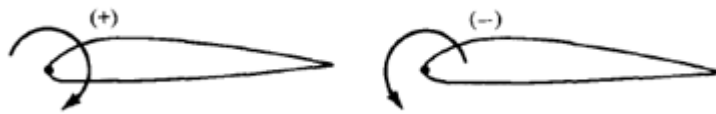
Fuente: Adaptada por los autores de KARTZ, Joseph, *Race car aerodynamics: Designing for speed*. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, p 108

Para perfiles asimétricos el centro de presiones puede estar en diferente ubicación y puede variar con el ángulo de ataque, mientras que el centro aerodinámico estará cerca al cuarto de la cuerda. Para aplicaciones en carros de carreras la localización del centro aerodinámico es insignificante, mientras la localización del centro de presiones es más importante ya que un pequeño desplazamiento hacia atrás del centro de presión en el ala trasera de un carro de Fórmula Uno puede influir en el rendimiento.

1.4.3.1 Momento aerodinámico

El momento aerodinámico es ejercido sobre el perfil y depende el punto donde se calcule, normalmente se selecciona sobre el borde de ataque, por convención cuando hay incremento del ángulo de ataque este es positivo y cuando el ángulo disminuye tienden a ser negativos para la observación de lo anteriormente descrito obsérvese la figura 10.

Figura 10. Momento Aerodinámico en un perfil

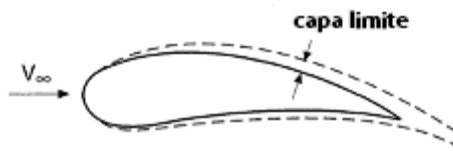


Fuente: Adaptada por los autores de ANDERSON, John D , Fundamentals of Aerodynamics 3Ed: McGraw Hill Editorial, 2001, p 19

1.4.3.2 Capa limite

En un perfil aerodinámico la capa limite puede comenzar laminar en el borde de ataque pero con el incremento de distancia en la superficie o debido a las altas velocidades lo que equivale a altos numeros de Reynolds el desprendimiento de capa limite va aumentandose sobre el perfil , obsérvese la Figura 11.

Figura 11. Visualización de Capa Límite en un perfil aerodinámico



Fuente: Adaptada por los autores de KARTZ, Joseph, Race car aerodynamics: Designingforspeed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, p 107

1.4.4 Denominación Perfiles Aerodinámicos NACA

Los perfiles Naca es una familia de perfiles aerodinámicos y sus series fueron desarrolladas por National Advisory Committe for Aeronautics estos pueden ser de 4 y 5 dígitos en este trabajo solo se explicara la serie de 4 dígitos ya que por

reglamento “los perfiles de ala utilizados para los alerones deben estar dentro de los perfiles NACA de 4 dígitos”.²

1.4.4.1 Serie de 4 dígitos

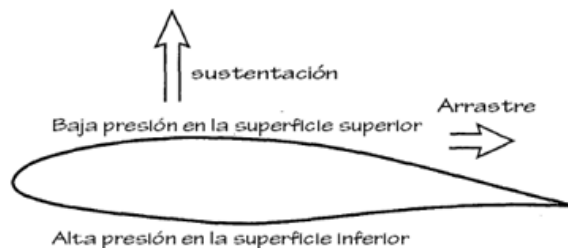
El primer dígito indica la curvatura máxima en porcentaje de la cuerda, el segundo dígito indica la ubicación de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda y los dos últimos dígitos describen el máximo espesor.

1.5 ALAS EN VEHICULOS DE CARRERAS

En la aerodinámica para vehículos se diseñan multialas que enfocan su uso en perfiles y alas para crear la fuerza aerodinámica hacia abajo conocida *downforce* o sustentación negativa.

Así que las cargas creadas por un perfil o también conocido como la sección transversal de un ala se puede ver en la figura 12, en donde se asume que el aire se desplaza de derecha a izquierda debido a la forma y ángulo de la sección del perfil, el aire sobre el perfil se moverá más rápido en la parte superior que en la parte inferior esta diferencia de velocidades genera una baja presión en la parte superior del perfil y una alta presión en la parte inferior, el resultado de esta diferencia de presiones es la fuerza de **sustentación**.

Figura 12. Fuerzas sección transversal del ala



Fuente: Adaptada por los autores de *Ibíd.*, p 2.

Las alas aparte de que generan downforce también crean una fuerza que se resiste al movimiento conocida como *Drag* o arrastre. El arrastre es usualmente mucho más pequeño que la sustentación, a la hora de disminuir el *drag* en un vehículo mejora potencialmente en la economía de combustible, por esta razón el arrastre es importante en la industria de vehículos. Algunas veces es posible identificar la presencia de inestabilidad de un carro tanto en llantas delanteras y traseras por esta razón se crean superficies aerodinámicas para controlar este fenómeno en los neumáticos.

²Fuente: Sena, Formula SENA ECO 2013, Reglamento Formula Sena Eco 2012- 2013, SENA CLASEMUNDIAL, 2012, p 10.

La tercera fuerza es la fuerza lateral (positiva a la derecha) es importante también porque con bajos niveles de viento esta componente de carga aerodinámica es usualmente pequeña.

La creación de sustentación negativa aerodinámicamente significa el uso de alas invertidas, las fuerzas son creadas por el contacto del neumático y el suelo. Esta fricción como fuerza está fuertemente afectada por una fuerza vertical aplicada en el neumático y están limitadas por algún máximo coeficiente de fricción.

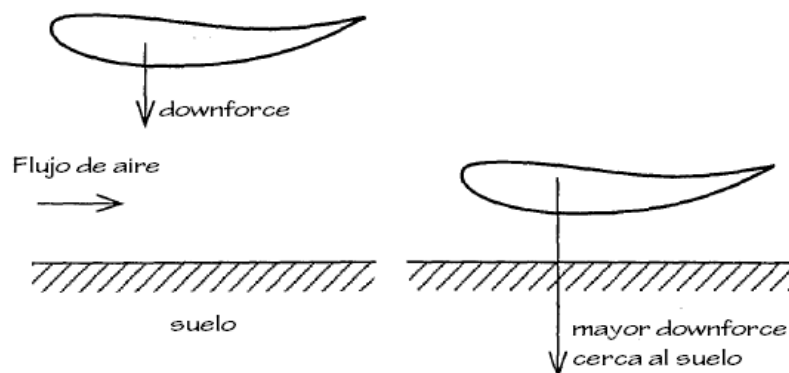
Ahora, si pudiéramos aumentar la fuerza normal del neumático (la fricción máxima) empujando el neumático más contra el asfalto, entonces la fuerza de adhesión al suelo podría aumentarse, evitando de que el carro derrape, la manera de impedir esto es agregar más peso al carro, pero al agregar más peso al vehículo se aumenta la masa del vehículo lo cual afecta la aceleración y la fuerza necesaria para que el carro gire, en la misma proporción.

Un punto importante de resaltar es que el *downforce* incrementa la carga en las llantas sin incrementar el peso del vehículo, del mismo modo que aumenta la velocidad del vehículo en las curvas sin derrapar. Pero aerodinámicamente para generar *downforce* no solamente se usan alas invertidas sino también se altera la forma del carro, también hay otros mecanismos de reducir la sustentación en las llantas traseras del vehículo con ayuda de spoilers en los casos de estudio que sean necesarios implementarlos.

1.5.1 El efecto de la sustentación- con aproximación al suelo

La sustentación de un ala incrementa con la proximidad al suelo, como se muestra en la Figura 13, este efecto se puede apreciar cuando la distancia a la tierra es menor que una longitud de cuerda de un perfil.

Figura 13. Efecto suelo que incrementa la sustentación



Fuente: adaptada de Ibíd., p 7

La relación de aspecto de un ala está dada por:

Ecuación 9. Relación de aspecto (AR) de un ala.

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Fuente: Kartz, Joseph. Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 115.

Donde S es la envergadura y b (span) es la envergadura y para un ala rectangular

Ecuación 10. Ecuación de AR para un ala rectangular.

$$AR = \frac{b}{c}$$

Fuente: Ibid, P 115.

1.5.2 Coeficientes adimensionales para un ala

Existe diferentes coeficientes para un ala y estos se pueden determinar por medio de las ecuaciones 5, 6, 8 11, 12,13, 14 y 15.

Donde q_∞ es la presión dinámica y está dada por la siguiente formula

Ecuación 11. Ecuación para determinar presión dinámica en un ala.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Fuente: Anderson, John D. Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2001, P 20

Donde ρ es la densidad sus unidades pueden estar en Kg/ m³ o Lb/in³

El Coeficiente de arrastre como se describió en la ecuación 5.

$$C_D = \frac{D}{q^\infty S}$$

Coeficiente de sustentación, como en la ecuación 6.

$$C_L = \frac{L}{q^\infty S}$$

Coeficiente de fuerza normal:

Ecuación 12. Ecuación Coeficiente de fuerza normal.

$$C_N = \frac{N}{q^\infty S}$$

Fuente: Ibíd., P 20

Donde N es la fuerza normal ejercida sobre el ala, q^∞ es la presión dinámica descrita en la ecuación 11.

Coeficiente de fuerza axial:

Ecuación 13. Ecuación Coeficiente de fuerza axial.

$$C_A = \frac{A}{q^\infty S}$$

Fuente: Ibíd., P 20

Coeficiente de momentos:

Ecuación 14. Ecuación coeficiente de momentos.

$$C_M = \frac{M}{q^\infty S l}$$

Fuente: Ibíd., P 20

Coeficiente de presión:

Ecuación 15. Ecuación coeficiente de presión.

$$C_p = \frac{p - p^\infty}{q^\infty}$$

Fuente: Ibíd., P 21

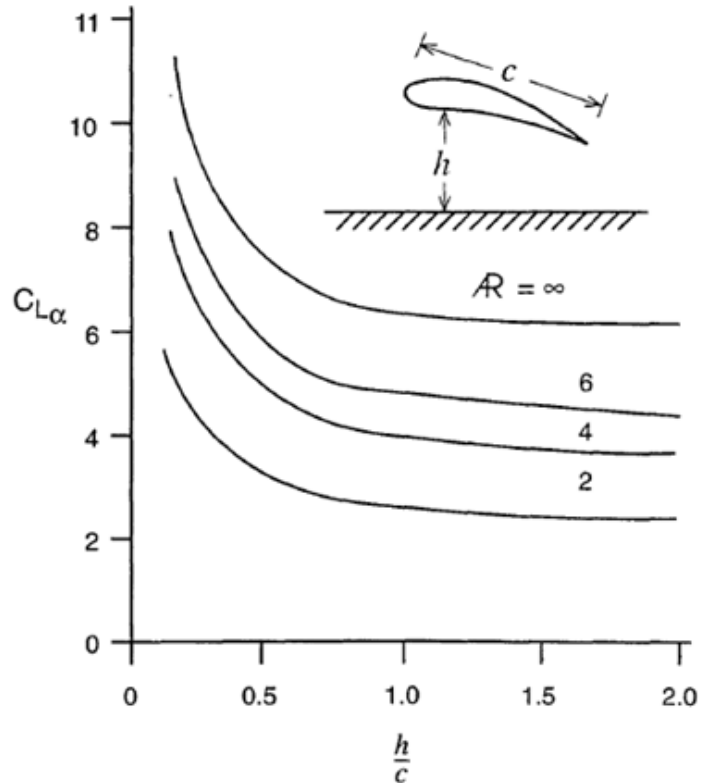
Coeficiente de fricción descrita anteriormente en la ecuación 8.

$$Cf = \frac{\tau}{q_{\infty}}$$

Uno de los más importantes efectos relevante en la aerodinámica de los carros de carreras es la influencia de la aproximación al suelo en el rendimiento de las alas.

En general la sustentación del ala incrementa debido el efecto suelo independiente de la forma o el ángulo de ataque, como se puede observar en la Gráfica 2 la magnitud de este efecto se puede calcular por medio de la altura (h) a la que estará la superficie aerodinámica y la cuerda (c), el *Ground effect* puede ser mayor para distancias al suelo menores que $h/c: 0.5$, y de esta manera la sustentación puede incrementar fácilmente 50%.

Gráfica 2. Efecto de la aproximación al suelo en alas rectangulares



Fuente: Adaptada por los autores de *Ibíd.*, P 121.

La mayoría de las alas usadas en carros de carreras operan a altos rangos de sustentación y altas relaciones de aspecto (AR). Consecuentemente la resistencia inducida es usualmente más grande y ciertamente se requiere atención para minimizarlo, sin embargo el *Aspect ratio* juega un papel fundamental ya que a altos

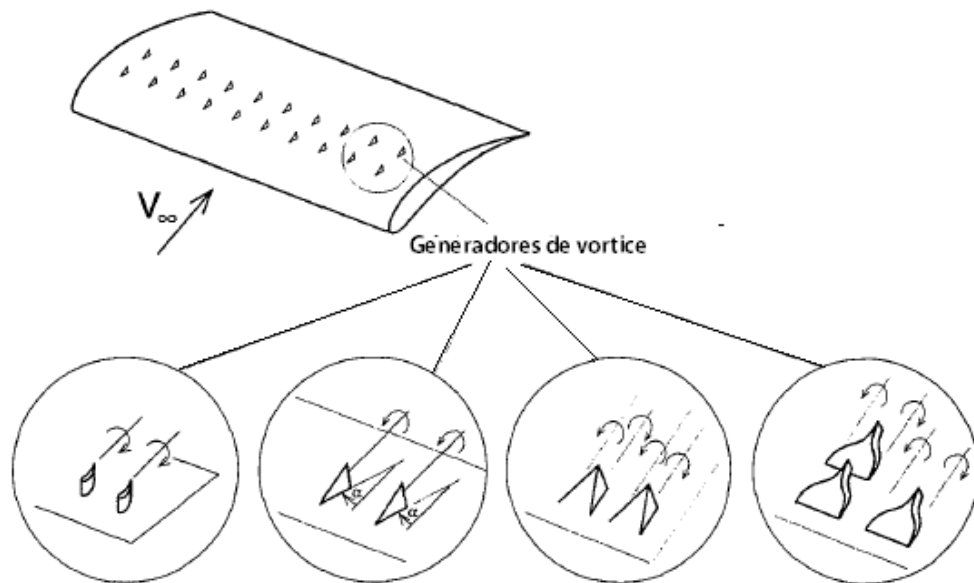
números de AR se obtiene mayor maniobrabilidad y a menores AR el vehículo es más estable.

1.5.3 Mejora del rendimiento del ala

Pueden utilizarse elementos de manera pasiva es decir como un elemento permanente, uno de los más conocidos como dispositivos de ayuda son los generadores de vórtice, estos pueden tener pequeñas formas de alas o geometrías más complejas. Un típico generador de vórtice es un poco más alto que el espesor de la capa límite local y esto ayuda a añadir un nuevo impulso a partir de la corriente libre en la capa límite. Si dichos generadores de vórtice se colocan cerca de la línea de separación puede ayudar a retrasar la separación del flujo.

En general ayudan al aumento de sustentación pero a bajos coeficientes de sustentación los generadores de vórtice pueden aumentar la resistencia

Figura 14. Formas de generadores de vórtices usados en alas.

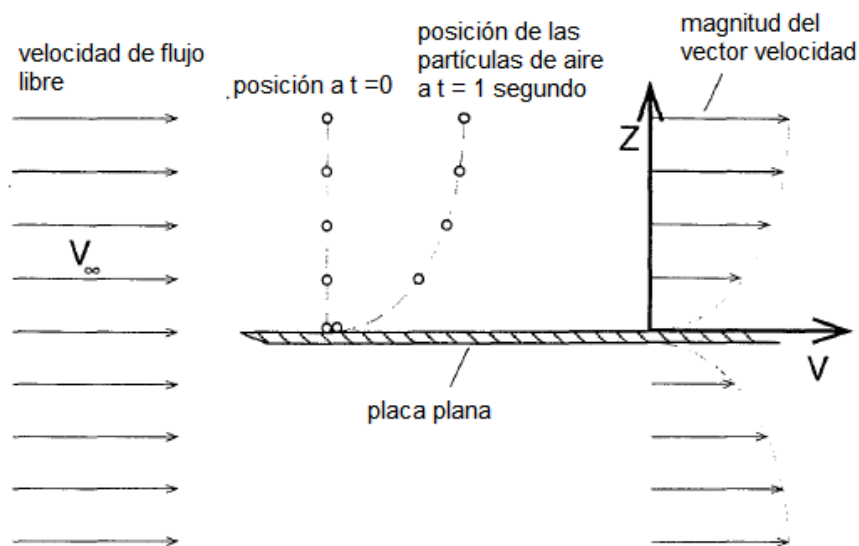


Fuente: Adaptada por los autores de Ibíd., P 131.

1.5.4 Distribución de velocidades en una placa plana

Se habla de la distribución de presiones en una placa plana debido a que es un concepto importante para determinar cómo actúa la velocidad en el caso de que se empleen derivas laterales en la parte delantera o trasera del vehículo. El diagrama de distribución de velocidades describe la distribución de la velocidad en la superficie superior de una placa, en él se puede observar el cambio en la velocidad del fluido a lo largo de una línea vertical y la magnitud de la velocidad.

Figura 15. Vista lateral fuerzas ejercidas en una placa plana



Fuente: Adaptada por los autores de *Ibíd.*, p 26

En la figura 15 es posible evidenciar que la velocidad del aire en un tiempo determinado llega a su fin este concepto es conocido como la "condición de no deslizamiento."³ Es decir que las partículas de fluido que tocan el cuerpo se adhieren a la superficie, no tienen velocidad relativa.

En cualquier momento que el aire se mueve alrededor de un cuerpo la presión cambia ligeramente, este cambio crea una distribución de presión uniforme sobre el cuerpo, contribuyendo a la resistencia y a la sustentación del vehículo. Por medio de la ecuación de Bernoulli es posible calcular la presión cuando la velocidad del aire es conocida ya que establece que las cargas aerodinámicas aumentan con la

³Fuente: Traducido de Kartz, Joseph. Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 26.

velocidad al cuadrado, es decir, cuando la velocidad de un vehículo se duplica, la fuerza de arrastre aumentará cuatro veces.

El coeficiente de fricción (o esfuerzo cortante) sobre una placa donde el flujo turbulento comienza a ser más alto que con el flujo laminar. Y la magnitud del rango del C_f va de valores desde 0.001 a 0.01 a altos números de Reynolds. La fuerza normal axial, coeficientes de momentos, sustentación, arrastre para un cuerpo aerodinámico pueden ser obtenidos integrando la presión y el coeficiente de fricción de la superficie de un cuerpo desde el borde de ataque hasta el borde de salida, para un sólido en dos dimensiones

1.5.5 Derivas laterales

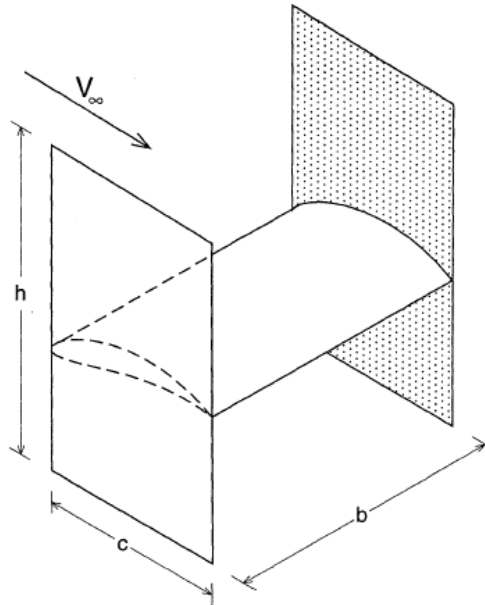
La creación de derivas es para crear una curvatura efectiva para el final de las placas, incrementando el downforce en el caso de un ala invertida la importancia de usar placas planas laterales es porque hay pérdidas en la sustentación de ala cerca a las puntas, esta pérdida puede ser reducida manteniendo una diferencia de presión entre parte superior e inferior de las puntas del ala las cuales pueden ser acopladas para adicionar dispositivos de punta de alas esto mejora la relación de sustentación y resistencia del ala. El objetivo de la placa es aumentar la relación de aspecto del ala lo que aumenta la sustentación y reduce el drag inducido. Su efecto puede ser estimado por la formula simple sugerida por Hoerner.

Ecuación 16. Ecuación del AR actual de una superficie aerodinámica.

$$A = AR_{actual} \left(1 + 1.9 \frac{h}{b} \right)$$

Fuente: Kartz, Joseph. Race car aerodynamics: Designing for speed. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 135.

Figura 16. Derivas laterales de un ala



Fuente: Kartz, Joseph. *Race car aerodynamics: Designing for speed*. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 135

1.6 MEDICIÓN DE LAS FUERZAS EN EL CARRO

Por medio de experimentación en el túnel de viento y de simulaciones computacionales se puede obtener el valor de las fuerzas aerodinámicas que actúan en el vehículo y sus respectivos coeficientes en la superficie del vehículo o por estudios individualizados en la parte trasera o delantera etc.

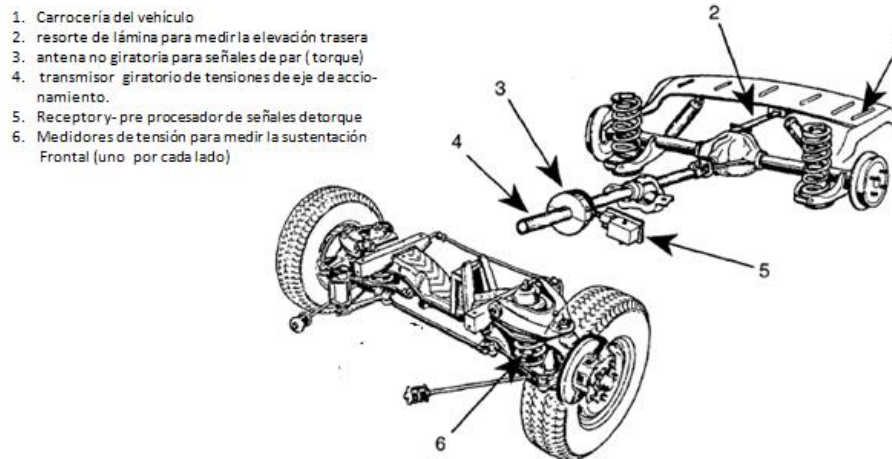
También se pueden obtener la distribución de la presión en superficie, todos estos datos pueden proporcionar pistas sobre cómo mejorar u optimizar la forma del vehículo además de la visualización de flujo, tales como líneas de corriente (dentro o fuera del cuerpo), que puede determinar dónde se separa el fluido.

Existen otros métodos de medición de Carga aerodinámica una de ellas es en la suspensión como se muestra en la figura 17, donde hay medidores de deformación (numeral 6 de la figura) montados en los muelles, también hay otro método que son galgas (sensores) ópticas de medición de altura en la carrocería, el primer método de medición de la tensión en la suspensión también se puede utilizar con suspensiones activas, donde la altura de la carrocería se mantiene fija.

La medición de la resistencia aerodinámica a través de las pruebas en carrera requerirá documentación de resistencia al movimiento del neumático frente a la velocidad con una carga normal dada, estos datos son proporcionados generalmente por los fabricantes de neumáticos. La resistencia a la rodadura combinado (incluyendo neumáticos y fricción mecánica) se puede medir en un

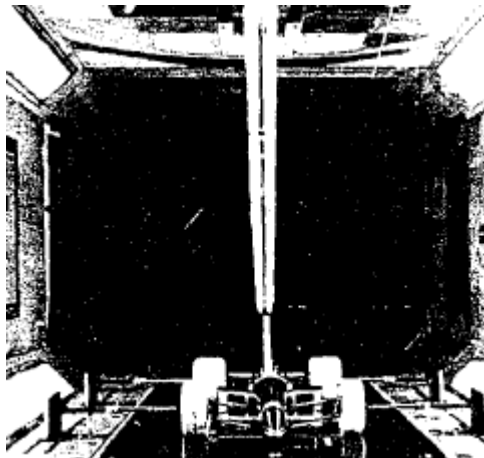
experimento en donde las llantas son tomadas por medidores independientes del vehículo, como se muestra en la figura 18.

Figura 17. Sistemas de medición de sustentación y arrastre en un carro



Fuente: adaptada de Ibíd., p 63

Figura 18. Método de montaje de ruedas giratorias



Fuente: adaptada de Ibíd., p 83

Una vez que el valor de la resistencia de los neumáticos y los valores de fricción mecánicas se conocen, la resistencia aerodinámica se puede evaluar a través de la medición de la resistencia longitudinal total. Varios métodos han sido utilizados en estudios pasados en F1 basándose en la medición de las cargas en la suspensión, en los ejes de transmisión, mediante la medición de la velocidad máxima del vehículo. La presión superficial en un vehículo se puede medir mediante transductores para ellos se utilizan tubos pitot. En la F-1 las ruedas dominan la

aerodinámica del vehículo por eso se realizan todo este tipo de mediciones anteriormente mencionadas.

1.7 NEUMATICOS

Tabla 2. Coeficientes de fricción Aprox- deslizamiento- en seco

MATERIAL	Coeficiente de fricción de deslizamiento μ_{\max}
Acero sobre acero	0.1 -0.2
Goma en metal	0.4 -0.5
Neumáticos en carretera	0.5 – 0.9
Neumático de clasificación en carretera	1.4 – 1.7

Fuente: Adaptada por los autores de Ibíd., P 148.

Es de gran importancia la adhesión de los neumáticos que se crea con el pavimento, esta relación es el coeficiente de adhesión que se genera entre la fuerza paralela del suelo y la fuerza normal del neumático, el coeficiente de adhesión está definido en la ecuación 17.

Ecuación 17. Ecuación de Coeficiente de Adhesión

$$\mu = \frac{F_x}{F_y}$$

Fuente: Ibíd., P 148.

F_x y F_y dependerán de las fuerzas descritas en la Figura 2, que describe el Sistema de coordenadas para determinar las fuerzas en un vehículo.

2. DESARROLLO INGENIERIL

2.1 DATOS BASICOS DE LA PISTA

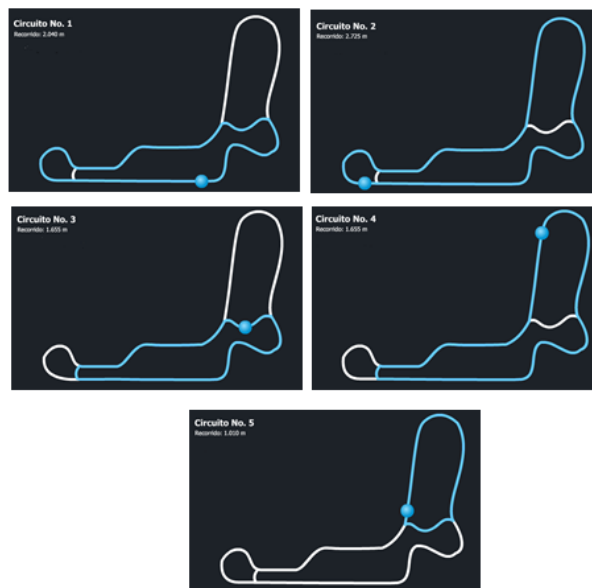
Los siguientes datos son las características de los posibles circuitos que se van a correr, estos pueden estar sujetos a modificaciones para el día de la carrera.

Lugar de la carrera: Autódromo de Tocancipa, Colombia

- Ubicación: a 40 Km de Bogotá, Km 24 vía Carretera Central del Norte.
- Temperatura: 10 a 18 grados C
- Vientos: 2 a 15 NNE-E.
- Altura: 2.600 metros.
- Recta Principal: 540 metros.
- Semi-recta Tortugas: 200 metros.
- Ovalo: 954 metros.
- Semi-recta 1 ampliación: 220 metros.
- Semi-recta 2 ampliación: 300 metros.
- Curva Principal: 180 metros

El autódromo cuenta con 5 circuitos diferentes, la carrera de clasificación se realizó el día 16 de Noviembre y la carrera oficial el día 17 de Noviembre del 2013.

Figura 19. Circuitos del autódromo de Tocancipa



Fuente: Adaptada por los autores de Circuitos autódromo.[En línea] Disponible en <http://www.autodromossa.com/Autodromos/Pistas/Autodromo_Tocancipa/home_6.html?Map=Pistas>.p 1. [Consulta: lunes, 9 de Diciembre del 2013].

Con las características anteriormente mencionadas de la pista se determina la densidad y presión correspondiente a la altura con ayuda de las tablas de la atmosfera estándar internacional, y la viscosidad por medio de una temperatura promedio.

Tabla 3. Longitud vehículo inicial y valores atmosféricos pista

Altitud (m)	Temperatura (K)	Presión (N/m ²)	Densidad (Kg/m ³)	Longitud Inicial (m)	Viscosidad (N.m/s ²)
2600	271, 27	7.3759x10 ⁴	0.9472	2.165	1.82x10 ⁻⁵

Fuente: Adaptada de Hough, E. y Carpenter, P.W. Aerodynamics for engineering students. Great Britian: Butterworth Heinemann, 2005. P anexo 1.

2.2 NEUMÁTICOS

Los neumáticos que inicialmente el grupo de Chasis del Sena informan que se van a utilizar para el vehículo son:

Tabla 4. Características de llantas 185/55R15

MEDIDA	185/55R15
INDICE DE CARGA:	86
CARGA POR LLANTA:	475 Kg
CÓDIGO DE VELOCIDAD	R lo que significa que es de tipo radial
VELOCIDAD	170 km/ h- 47,2222m/s

Fuente: Adaptada por los autores de Índice de carga y código de velocidad de un automóvil.[En línea] Disponible en <<http://www.sura.com/blogs/autos/aprende-cuidar-comprar-llantas.aspx>>.p 1. [Consulta: Septiembre, 10 de Septiembre del 2013].

2.3 VEHICULO

Calculando la velocidad de sonido por medio de la ecuación 3.

Reemplazando:

Siendo $\gamma = 1.4$

R : $287 \frac{J}{Kg \cdot K}$

T: 290,15 °K

$$C = \sqrt{1,4 * 287 \frac{J}{Kg \cdot K} * 290,15^{\circ}K} = 341,4414 \frac{m}{s}$$

Ahora se va a calcular el número Reynolds para diferentes velocidades con el fin de observar en que régimen va a estar el vehículo, a partir de las ecuaciones 1 y 4 se obtiene:

Tabla 5. Calculo de Mach y Reynolds del vehículo inicial

Densidad (Kg/m ³)	Viscos (N.seg/m ²)	Longitud del carro (m)	Velocidad (m/s)	Re	Mach
0,9472	0.0000182	2,165	11,1111	1'251,680	0,0325
			22,2222	2'503.361	0,0650
			27,7777	3'129.196	0,0813
			30,5555	3'442.119	0,0894
			36,1111	4'067.965	0,1057

Fuente: Realizada por los autores del proyecto.

La Tabla 5. describe que el carro inicial en su totalidad esta en régimen incompresible esto se debe a que el estudio se realiza con densidad constante y la longitud del vehículo se mantiene sin variaciones, el cambio de velocidad nos permite obtener un rango del numero Reynolds esto permite determinar que el flujo se comportara de manera turbulenta y el régimen de velocidad será subsónico.

Tabla 6. Calculo de Mach y Reynolds para el vehículo final.

Densidad (Kg/m ³)	Viscos (N.seg/m ²)	Longitud del carro (m)	Velocidad (m/s)	Re	Mach
0,9472	0.0000182	3,96	11,1111	1'290,103	0,0325
			22,2222	4'580.206	0,0650
			27,7777	5'725.258	0,0813
			30,5555	6'297.784	0,0894
			36,1111	7'442.835	0,1057

Fuente: Realizada por los autores del proyecto.

En la Tabla 6. Se describe los regímenes de Reynolds y velocidad que el carro final va a experimentar como se puede observar el flujo aún se comportara en régimen turbulento y subsónico ya que se mantienen las mismas condiciones que el vehículo inicial.

2.4 ALERONES

Para la selección de superficies aerodinámicas como lo son los alerones tanto delantero y trasero se deben de tener en cuenta algunos requerimientos del reglamento de formula SENA ECO 2012-2013, de los materiales necesarios para la fabricación, tiempo y técnicas empleadas.

Además de esto estudios previamente realizados para la selección de perfiles, en este punto el criterio de diseño conceptual juega un papel fundamental ya que se puede reconocer que tipo de superficies deberá de llevar el vehículo, y por medio de diseño detallado que previamente se podrá observar se seleccionan perfiles aerodinámicos y sus características.

El vehículo tendrá tanto alerón delantero y trasero su objetivo es lograr mayor adherencia al suelo lo que se traduce a mejor maniobrabilidad, estabilidad y velocidad a la hora de competir, estas superficies aerodinámicas no podrán ser móviles ya que la escudería no cuenta con equipos de telemetría, tubos pitot para la toma de datos, sensores para la medición de deformación de las llantas ni medición de altura de la carrocería respecto al suelo que es un factor que contribuye con el efecto suelo (descrito en el capítulo anterior).

Los alerones no tendrán las mismas características geométricas esto implica que el número de Reynolds varia para las dos superficies aerodinámicas ya que la cuerda es diferente para cada uno de ellos, estudios anteriores en F1 demuestran que el alerón trasero deberá ejercer el doble de carga que el delantero.

Los ángulos en el alerón delantero podrán modificarse hasta 6 grados⁴ y generan el 33 %⁵ de fuerza aerodinámica en el vehículo y el trasero generan aproximadamente el 66%⁶ y estará a un ángulo máximo permitido de 20 °.⁷

⁴ RODAS, Charlie, Técnica F1, 2008.[En línea] Disponible en <<http://pasoporcurva.wordpress.com/tag/aleros/>>.p 1. [Consulta: Domingo, 27 de Abril del 2014].

⁵ LA PROVINCIA.ES, Variación del ángulo alerón delantero, Valencia, 2009.[En línea] Disponible en < <http://concursos.lasprovincias.es/formula1valencia/comment/reply/2192>>[Consulta: Domingo, 27 de Abril del 2014].

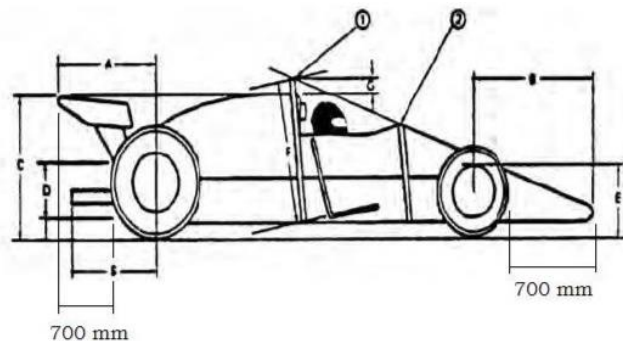
⁶ THE FORMULA ONE GP, Aerodinámica, 2013.[En línea] Disponible en <<http://theformulaonegp.wordpress.com/la-aerodinamica/>>. [Consulta: Domingo, 27 de Abril del 2014].

⁷ AUTOPISTA.ES, McLaren PL, el sucesor del mítico F1, 2012. [En línea] Disponible en <<http://www.autopista.es/novedades-coches/articulo/mclaren-p1-sucesor-f1-paris-85901.htm>>. [Consulta: Domingo, 27 de Abril del 2014].

2.4.1 Alerón trasero

Las características geométricas del alerón trasero se determinan por la capacidad de fabricación del mismo, la empresa StratasyS es la encargada de realizar los alerones traseros en impresión 3D de las 10 escuderías que competirán en la carrera. La limitante impuesta por parte de esta compañía es que el máximo largo de la impresión será de 0.92 metros. Por tal motivo se selecciona una envergadura fija de 0.91 m, con el objetivo de ejercer mayor *downforce*, para determinar la cuerda esta se encuentra limitada por regulaciones del reglamento de formula Sena numeral 9.1.2 donde la distancia entre la parte exterior de la llanta trasera hacia la parte trasera máxima es de 0.7 m como se muestra en la figura 20. Por motivos de diseño tanto de chasis y carrocería la cuerda del alerón es de 0.50 m ya que se da una distancia aproximada de 0.20 m para los soportes del alerón al chasis y cumplir a cabalidad el reglamento. (el alerón trasero genera casi el doble de carga que el delantero)⁸

Figura 20. Esquema de distancia de alerones- reglamento formula Sena.



Fuente: Reglamento formula SENA ECO 2013,[En línea] Disponible en < [http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf) >.p 12. [Consulta: lunes, 17 de Septiembre del 2013].

Con los requerimientos anteriormente descritos se halla la superficie por medio de la Ecuación 18 que tendrá el alerón trasero así:

Ecuación 18.Ecuación para Superficie de un alerón.

$$S = b * C$$

Fuente: Carmona, Anibal Isiodoro. Aerodinámica y actuaciones del avión Paraninfo,2000, P 117.

⁸Configuración para un carro de F1,
http://www.aplinet.org/nucleorion/rfactor/bibliografia/Configuracion_de_un_F1_-_Challenge_99-02.pdf,[Consulta: Jueves, 6 de Febrero del 2013].

Donde b: es la envergadura y C: es la cuerda

Tabla 7. Medidas alerón trasero

Alerón Trasero	
Envergadura (m)	0.91
Cuerda(m)	0.50
Superficie(m ²)	0.455

Fuente: Realizada por los autores del trabajo

Con estas características geométricas se calcula el número de Reynolds y Mach con las Ecuaciones 1 y 4, la longitud será tomada como la cuerda de la superficie.

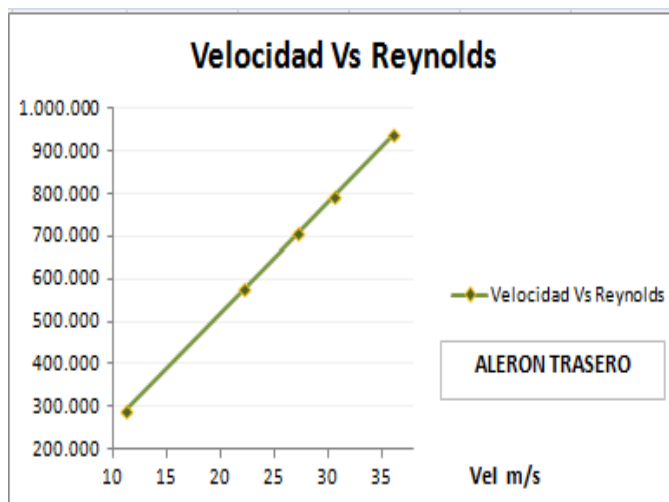
Tabla 8. Regímenes de velocidad alerón trasero

ALERON TRASERO						
Densidad (Kg/m ³)	Velocidad (m/s)	Cuerda (m)	Viscosidad(μ) (N.seg/m ²)	Vel. del sonido (m/s)	Reynolds	Mach
0,9472	36,1111	0,5	$1,82 \times 10^{-5}$	341,4414	939682	0,1057
	30,5555				795114	0,0894
	27,2222				708375	0,0797
	22,2222				578265	0,0650
	11,1111				289132	0,0325

Fuente: Realizada por los autores del trabajo.

Los datos de la Tabla 8, indican que a velocidades altas y medias la superficie aerodinámica el flujo será turbulento ya que el numero Reynolds es mayor a 500.000 y en régimen subsónico por que no se supera el Mach de 1.

Gráfica 3. Velocidad Vs Reynolds para el alerón trasero



Fuente: *Ibíd.*

Como se describió en la tabla N° 8 se puede visualizar que el Reynolds aumenta proporcionalmente a la velocidad, el régimen para esta superficie aerodinámica estará en régimen turbulento.

Por medio de la ecuación 9, de la relación de aspecto que determina las características como maniobrabilidad y estabilidad de esta superficie.

$$AR = \frac{0.91}{0.50} = 1.82$$

Un *aspect ratio* de aproximadamente 2 indica que la superficie va a ofrecer mayor estabilidad al vehículo, como se explicó en el capítulo anterior.

2.4.1.1 Capa límite según características geométricas del alerón

El espesor de capa límite en perfil se determina con la Ecuación 19.

Ecuación 19. Ecuación de capa límite para flujos turbulentos.

$$\delta = \frac{0,37X}{Re^{0,2}}$$

Fuente: Capa limite, [En línea] Disponible en

<http://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:E32PtgPMedIJ:www.ceiucaweb.com.ar/documentos/ucaforum/Ing-ambiental/3%2520A%25D0%25B50%2520-%25202%2520CUATRIMESTRE/Mec%25D0%25B0nica%2520de%2520los%2520Fluidos/Teoria/MODULO11_U2%2520CAPA%2520LIMITE.doc+&cd=3&hl=es&ct=clnk&gl=co>.p 7. [Consulta: sábado, 28 de Abril del 2014].

Donde X es la cuerda del perfil en este caso es de 0,50 m y conociendo el Reynolds para las diferentes velocidades que se muestran en la tabla 7 se calcula la capa límite para las diferentes velocidades obteniendo los resultados en la tabla 8.

Tabla 9. Valores de capa límite para diferentes velocidades del vehículo.

VELOCIDAD (m/s)	CAPA LIMITE
36,1111	0,0118
30,5555	0,0122
27,7777	0,0125
22,222	0,0130
11,1111	0,0595

Fuente: Realizado por los autores del proyecto.

Como se muestra en la tabla 9 la capa límite aumentara a medida de que disminuya la velocidad del carro. El coeficiente de fricción para el alerón trasero se determina por medio de la ecuación:

Ecuación 20. Ecuación Coeficiente de fricción para flujo turbulento.

$$C_f = \frac{0,074}{Re^{0,2}}$$

Fuente: Boundary layers on flat plates and in Ducts [En línea] Disponible en <<http://www.blackwellpublishing.com/nalluri/pdfs/07.pdf>>.p 7.[Consulta: jueves, 1 de Mayo del 2014]

Tabla 10. Coeficientes de fricción para diferentes velocidades.

VELOCIDAD (m/s)	COEFICIENTE DE FRICCIÓN (Adimensional)
36,1111	0,0047
30,5555	0,0048
27,7777	0,0050
22,222	0,0052
11,1111	0,0059

Fuente: Realizado por los autores del proyecto

De la tabla 10 se puede evidenciar que el coeficiente de fricción aumenta conforme disminuye la velocidad, con estos resultados es posible determinar el Drag en función del Cf por medio de las ecuaciones 11 y 21.

Ecuación 21. Ecuación de Drag en función de coeficiente de fricción.

$$D = C_f q \infty S$$

Fuente: Kartz, Joseph. *Race car aerodynamics: Designing for speed*. Cambridge Editorial Bentley Publisher, 1995, P 118.

Tabla 11. Drag del alerón trasero para diferentes velocidades.

VELOCIDAD (m/s)	DRAG (Arrastre) (Newton)
36,1111	1,3206
30,5555	0,9657
27,7777	0,8313
22,2222	0,553
11,1111	0,1569

Fuente: realizada por los autores del proyecto.

2.4.1.2 Selección perfil trasero

Para la elección del perfil trasero se encontraron 2 tipos de perfiles los cuales fueron analizados para un prototipo de formula SAE (Society of Automotive Engineers)⁹ y el otro para un alerón del vehículo Toyota Corolla respectivamente¹⁰, estos perfiles fueron objeto de estudio experimentando velocidades desde 11,1111 m/s hasta 33,333 m/s y una cuerda de 0,25 m. Con este estudio actual se pretende comparar y obtener el mayor coeficiente de sustentación a diferentes ángulos de ataque. Los perfiles tienen que ser perfiles Naca según el numeral 9.1.6 del reglamento¹¹. Los Perfiles de estudios preliminares son:

- Naca 4415¹²

⁹ALONSO, Juan de Blas, Diseño y análisis para un prototipo de Formula SAE,2006, <http://www.iit.upcomillas.es/pfc/resumenes/449f5d8ec860a.pdf>,[Consulta: Jueves, 6 de Febrero del 2013].

¹⁰VINUEZA, Jorge Agustín, BRAVO, Victor David, Diseño e implementación de un alerón de mando electrónico de posición variable para un vehículo Toyota corolla, 2011,[Consulta: sábado, 28 de Diciembre del 2013].

¹¹ SENA, Reglamento formula SENA ECO 2013,[En línea]<[http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf)> p 13. [Consulta: lunes, 17 de Septiembre del 2013].

- Naca 6412¹³

Los últimos perfiles son generados en X-foil por las autoras del proyecto:

- Naca 9410
- Naca 9412

NACA 4415, 6412,9410 y 9412

Las características geométricas de los perfiles NACA 4415 y 6412 son las siguientes:

Tabla 12. Características geométricas de perfiles NACA 4415 y 6412

PERFIL	THICKNESS	CAMBER	COEFFICIENT LIFT	STALL ANGLE	LIFT TO DRAG
4415	15.0	4.0	1.643	14.0	55.4
6412	12.0	6.0	1.622	13.0	55.6

Fuente: Adaptada por los autores de Airfoil data base. [En línea] Disponible en <[http://www.airfoildb.com/foils/search?nmcontains=4415, 6412,9410](http://www.airfoildb.com/foils/search?nmcontains=4415,6412,9410) >.p 1. [Consulta: Lunes, 10 de Septiembre del 2013].

Para la selección de perfil se realiza un amplio estudio de los perfiles NACA 4415, 6412,9410 y 9412 obsérvese en el anexo A y B estos se simulan a diferentes regímenes de velocidad (11.11, 22.22, 27.77, 30.555 y 36.11m/s) y números Reynolds calculados anteriormente, en las Tablas 13, 14, 15 y 16 se puede evidenciar resultados de un estudio en dos dimensiones de los máximos coeficientes de sustentación, ángulo correspondiente y sus respectivos coeficientes de arrastre que estos perfiles generan con las condiciones anteriormente descritas.

Tabla 13. Coeficientes de Sustentación perfil Naca 4415.

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	α Max CL	CL	CD
4415	0,5	0,91	0,455	289132	11,1111	13	1,4883	0,0339
				578265	22,2222	15	1,5523	0,0479
				708375	27,7777	15	1,5778	0,0456
				795114	30,5555	15	1,5949	0,0441
				939682	36,1111	16	1,6187	0,0531

Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo A-4415, Bogotá,2014, Autores del proyecto, P Anexo A

Tabla 14. Coeficientes de sustentación perfil Naca 6412.

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
6412	0,5	0,91	0,455	289132	11,1111	11	1,6443	0,0226
				578265	22,2222	10	1,6316	0,0165
				708375	27,7777	14	1,6363	0,0488
				795114	30,5555	14	1,6481	0,0478
				939682	36,1111	15	1,6663	0,0576

Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo A-6412, Bogotá,2014, Autores del proyecto, P Anexo A

Tabla 15. Coeficientes de sustentación perfil Naca 9410.

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
9410	0,5	0,91	0,455	289132	11,1111	10	1,8740	0,0223
				578265	22,2222	10	1,8714	0,0198
				708375	27,7777	10	1,8529	0,0208
				795114	30,5555	9	1,8518	0,0153
				939682	36,1111	9	1,8652	0,0147

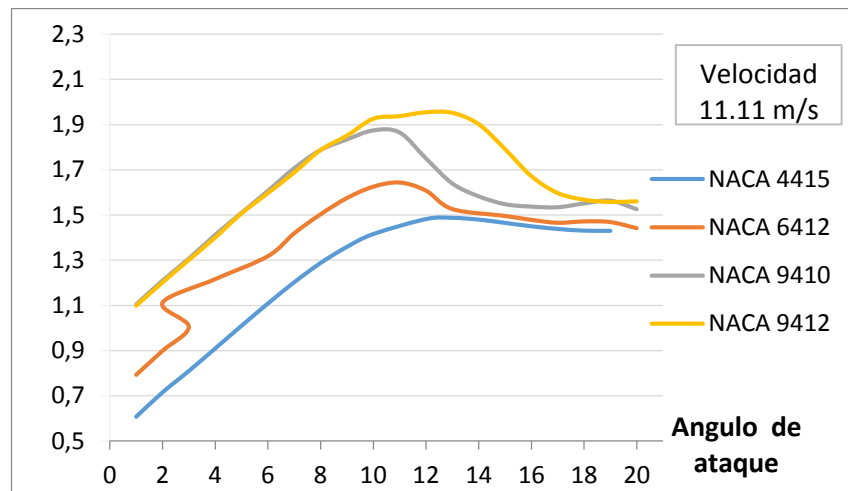
Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo A-9410, Bogotá,2014, Autores del proyecto, P Anexo A

Tabla 16. Coeficiente de sustentación para perfil NACA 9412

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
9412	0,5	0,91	0,455	289132	11,1111	12	1,9557	0,0294
				578265	22,2222	12	1,9710	0,0267
				708375	27,7777	12	1,9844	0,0267
				795114	30,5555	11	1,9637	0,0208
				939682	36,1111	11	1,9724	0,0205

Fuente: Adaptado de Xfoil, Anexo A-9412, Bogotá, 2014, Autores del proyecto, P anexo A

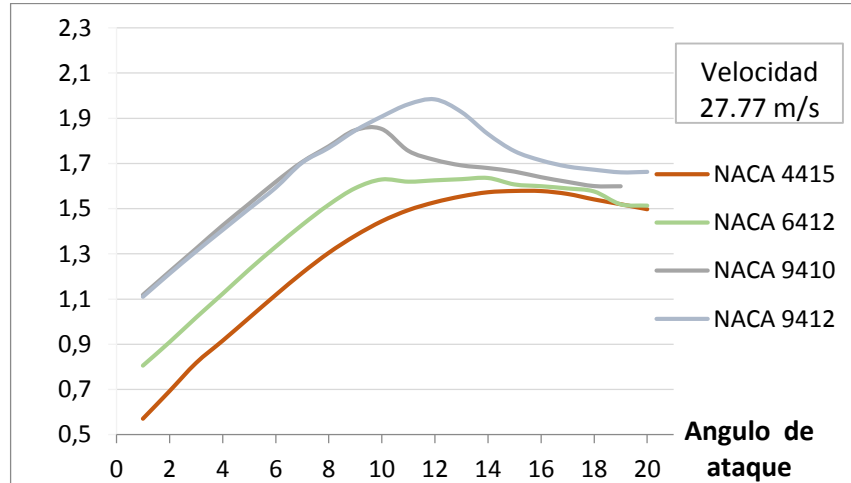
Gráfica 4. C_l para los perfiles del alerón trasero a 11,11 m/s



Fuente: *Ibíd.*

La gráfica 4 muestra los coeficientes de sustentación obtenidos a una velocidad de 11,11 m/s de los diferentes perfiles de estudio para ángulos de ataque desde 1 a 20 ° los datos adquiridos están descritos en el contenido del anexo A, en donde el NACA 9412 es el que presenta mayores coeficientes de sustentación.

Gráfica 5. C_l para los perfiles del alerón trasero a 27,11 m/s



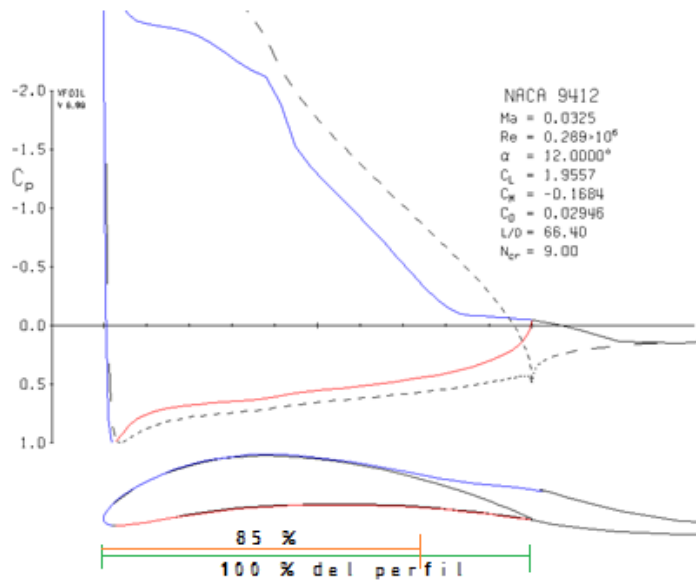
Fuente: *Ibíd.*

La gráfica 5 muestra el comportamiento de los perfiles naca 4415, 6412, 9410 y 9412 a velocidad de 27,77 m/s para ángulos de hasta 20 grados.

Por otro lado, como se puede observar en las tablas 13, 14, 15 y 16 el perfil que ofrece mejores características aerodinámicas es el 9412 ya que genera mayores coeficientes de sustentación a diferencia de los otros; esto implica que la fuerza ejercida sobre los neumáticos dará una mayor adherencia con el asfalto. Pero

también es importante visualizar el desprendimiento de la capa límite (en el anexo A se puede evidenciar completamente el comportamiento de la capa límite para cada perfil a determinados ángulos de ataque y la distribución de presión desde 1 a 20°).

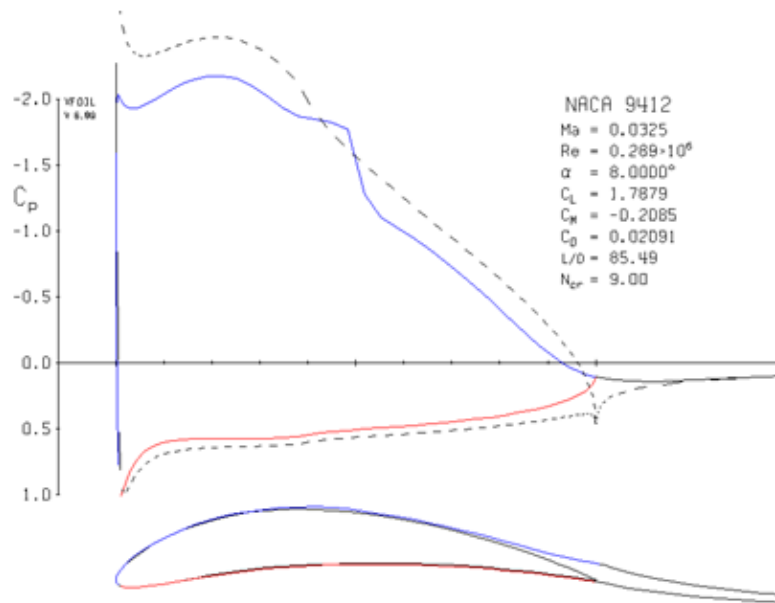
Gráfica 6. NACA 9412 a 12° y Velocidad de 11, 11 m/s



Fuente: *Ibíd.*

En la gráfica 6 se observa el perfil 9412 simulado en Xfoil velocidad de 11,1111 m/s a 12° ángulo en el cual se genera el mayor coeficiente de sustentación, la distribución de presión sobre este perfil se encuentra en un rango desde 0.8 a -2.0, y el desprendimiento de capa límite se empieza a presentar alrededor del 85% del perfil.

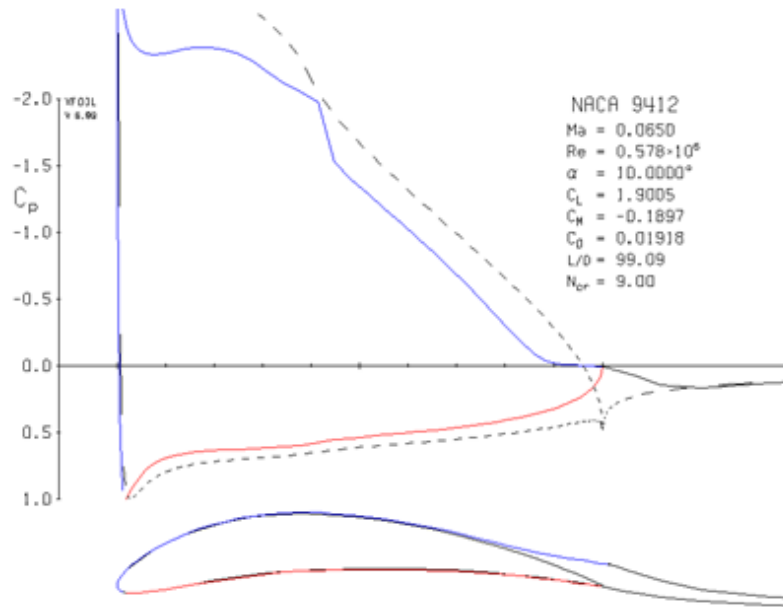
Gráfica 7. NACA 9412 a 8° y Velocidad de 11, 11 m/s



Fuente: *Ibíd.*

En la gráfica 7 el perfil NACA 9412 se simula a una velocidad de 22,2222 m/s y a un ángulo de 10°, se presenta desprendimiento de capa límite al 90% del perfil, las líneas punteadas representan la distribución de presión para flujo no viscoso es decir un caso de estudio ideal, pero para este caso el flujo es viscoso ya que se pueden evidenciar las pérdidas de presión que se deben a los efectos viscosos es decir separación de la capa límite sobre el perfil. La línea azul muestra la distribución sobre el extradós y la línea roja sobre el intradós claramente se puede evidenciar que la presión disminuye en el extradós y aumenta en el intradós fenómenos que también se muestran en la gráfica 8.

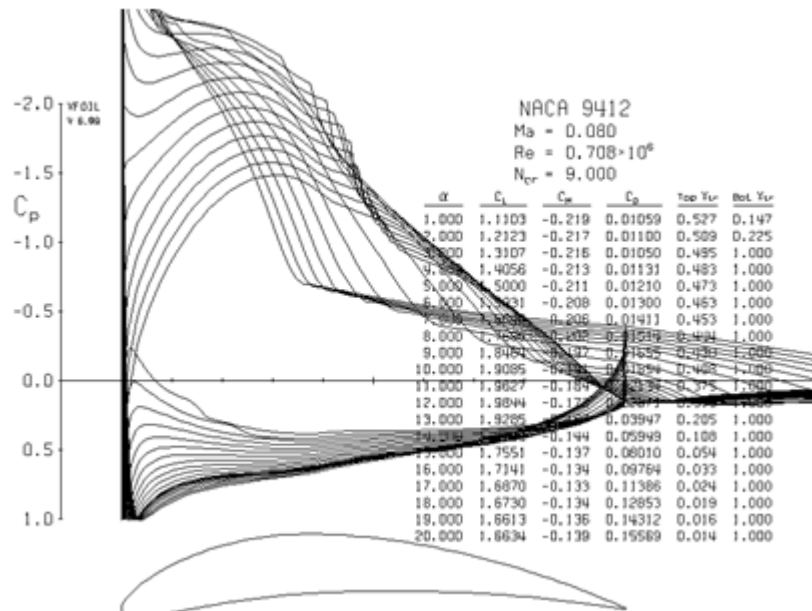
Gráfica 8. NACA 9412 a 10° y velocidad de 22,22 m/s



Fuente: *Ibíd.*

La grafica 9 muestra la distribución de presiones sobre el perfil NACA 9412 a una velocidad de 27,7777 m/s y desde 1 hasta 20°, los resultados obtenidos son cada 1 grado en la gráfica se puede observar los coeficientes de sustentación, arrastre y momentos respectivamente.

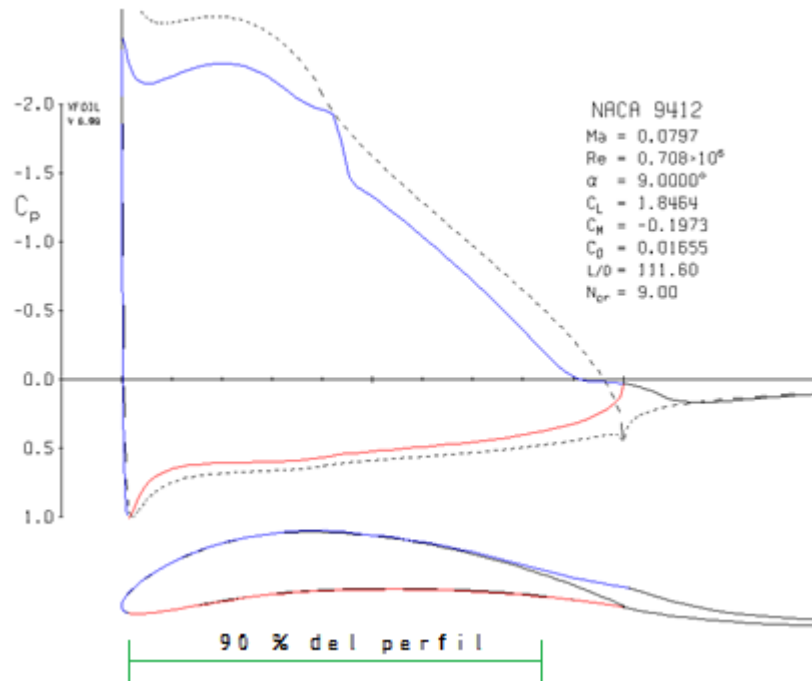
Gráfica 9. Distribución de presiones NACA 9412 a 27,77 m/s



Fuente: *Ibíd.*

La grafica 10 muestra que a pesar del aumento de velocidad para este caso 27,7777 m/s el flujo sobre el perfil se comporta de manera laminar, a 9° hay desprendimiento de la capa límite al 90% del perfil.

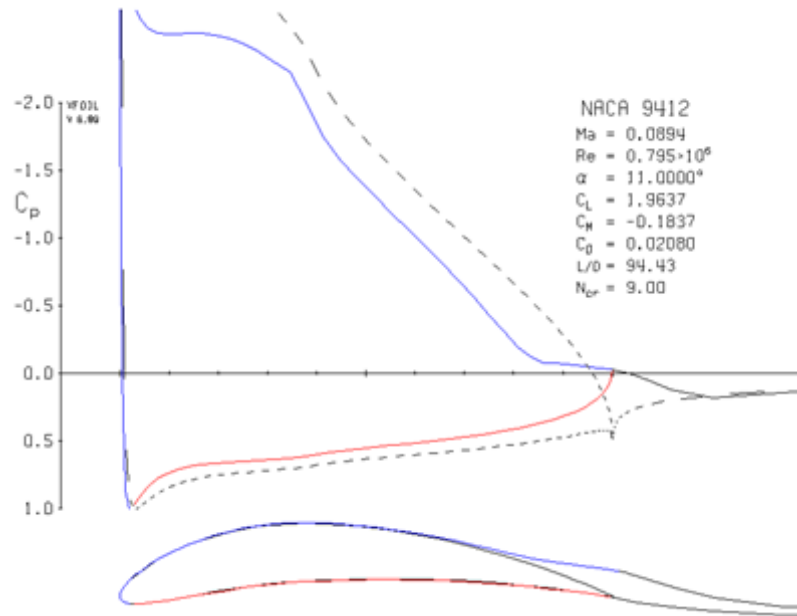
Gráfica 10. NACA 9412 a 9° y velocidad de 27,77m/s



Fuente: Ibíd.

En la gráfica 11 el perfil NACA 9412 esta simulado a una velocidad de 30,5555 m/s y sin importar el aumento de la velocidad presenta características aerodinámicas buenas a diferencia de los otros 3 perfiles, a pesar de que el ángulo de ataque es alto no presenta desprendimiento de capa limite considerables.

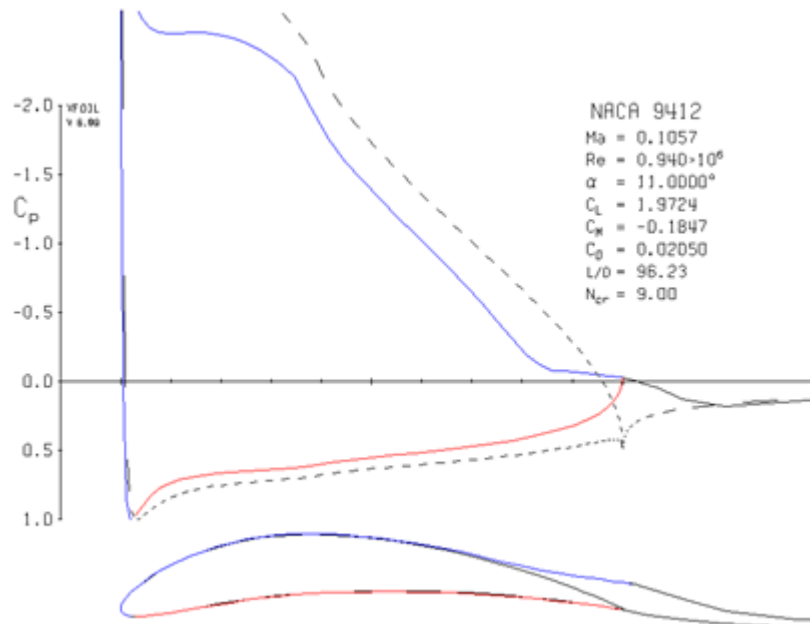
Gráfica 11. NACA 9412 a 11° y velocidad de 30,55 m/s



Fuente: *Ibíd.*

A la velocidad de 36,1111 m/s el perfil NACA 9412 presenta desprendimiento de capa límite alrededor del 90% como se muestra en la Gráfica 12.

Gráfica 12. NACA 9412 a 11° y velocidad de 36,1111 m/s



Fuente: *Ibíd.*

Por medio de la ecuación 22 y el anexo A se halla la fuerza de *downforce* ejercida por el alerón trasero a diferentes velocidades en donde el ángulo de ataque presenta desprendimiento de capa limite bajo.

Ecuación 22. Ecuación de sustentación generada.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l$$

Fuente: Carmona, Anibal Isidoro. Aerodinámica y actuaciones del avión España, Editorial Paraninfo, 2000, P 177.

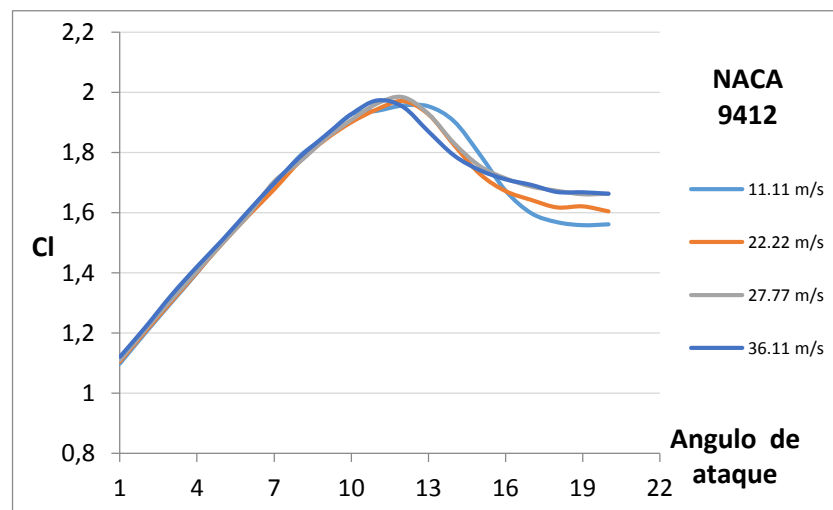
Tabla 17. sustentación generada por el perfil 9412 a diferentes velocidades.

Densidad (kg/m ³)	Velocidad (m/s)	S (m ²)	θ	C _l	L (Newton)
	11,1111		8	1,7879	47,5541
	22,2222		10	1,9005	202,1963
0.947	27,7777	0,455	9	1,8464	294,7837
	30,5555		8	1,7754	357,1135
	36,1111		9	1,8568	521,6484

Fuente: Realizada por los autores del proyecto

En la tabla 17 se puede evidenciar que conforme aumenta la velocidad el *downforce* aumenta, el alerón trasero no puede ser móvil por ende se debe instalar en el vehículo a un ángulo de 9 grados con ello no se presentara desprendimiento de capa limite considerable además se garantiza que el flujo sobre el perfil tenga comportamiento laminar.

Gráfica 13. Coeficientes de sustentación NACA 9412



Fuente: Ibíd.

La grafica anterior muestra que los mayores coeficientes de sustentación a diferentes velocidades presentan a un ángulo de 11° a 12°.

Ahora bien, el arrastre generado por el perfil seleccionado a diferentes velocidades es hallado por medio de la ecuación 23.

Ecuación 23. Ecuación arrastre generado.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d$$

Fuente: Ibíd., P 177.

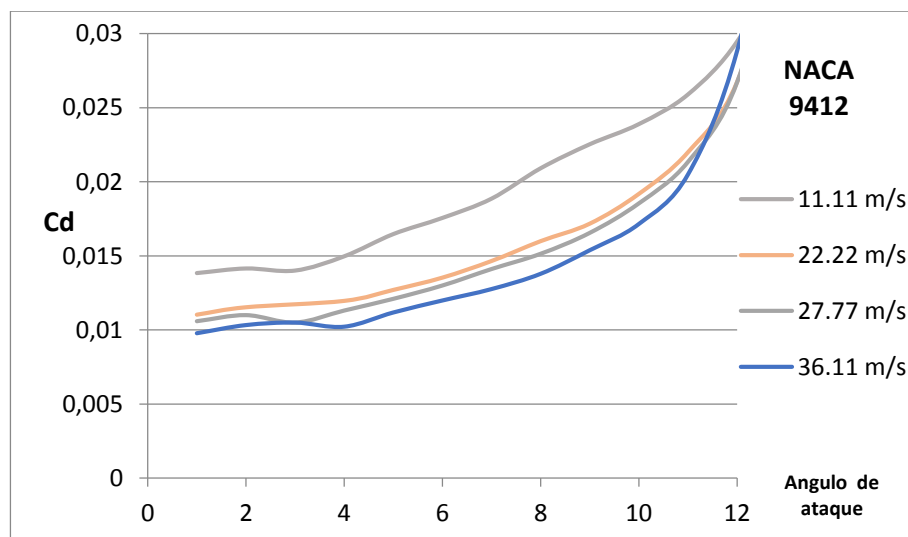
Tabla 18. Arrastre generado por perfil Naca 9412.

Densidad (kg/m ³)	Velocidad (m/s)	S (m ²)	e	CD	D (Newton)
	11,1111		8	0,0209	0,5558
	22,2222		10	0,0191	2,0320
0,947	27,7777	0,455	9	0,0165	2,6342
	30,5555		8	0,0144	2,8964
	36,1111		9	0,0153	4,2983

Fuente: Realizada por los autores del proyecto.

El arrastre generado por esta superficie es bajo como se muestra en la tabla 18 en donde este aumenta respecto a la velocidad.

Gráfica 14. Coeficientes de arrastre NACA 9412



Fuente: Ibíd.

La grafica anterior muestra los coeficientes de arrastre para el perfil naca 9412 a velocidades desde 11,11 m/s hasta 36, 11 m/s.

2.4.2 Alerón delantero

La envergadura del alerón delantero se elige por el posicionamiento de las cuatro baterías de litio es decir el motor del vehículo, tamaño del chasis, y neumáticos, siendo el principal objetivo de este alerón dirigir el aire que llega al carro en la parte delantera, generar aproximadamente el 33 % de downforce¹⁴ que el alerón trasero y cubrir gran parte de las ruedas según reglamento del SENA “la distancia entre la parte exterior de la llanta delantera hacia la parte frontal máxima de 0,7 m”¹⁵, ver figura 20; por otra parte “las ruedas delanteras y traseras podrán estar cubiertas por algún elemento aerodinámico para ayudar a disminuir el arrastre. Estos elementos deberán (para las 4 ruedas) cumplir con lo siguiente:

No podrán cubrir más del 50% de la rueda en vista superior”¹⁶ como lo muestra la figura 21.

Por reglamento de FIA el alerón delantero no puede tener una envergadura superior a 1.75 m¹⁷, para este vehículo se selecciona una envergadura que cubra el ancho del vehículo que es de 1,65 m pero sin sobrepasar el 50 % de recubrimiento en cada llanta, es decir el alerón delantero tendrá una envergadura de 1.60 m.

Para la selección de la envergadura este se realizó un estimativo inicial de fuerza ya que se tenía un previo conocimiento de la fuerza generada por el alerón trasero como se muestra en la tabla

¹⁴F1 Todas las partes de un monoplaza, 2009 [En línea] Disponible en <<http://www.taringa.net/posts/deportes/2523105/F1-Todas-las-partes-de-un-monoplaza.html>>[Consulta: Lunes, 10 de Septiembre del 2013].

¹⁵SENA, Reglamento formula SENA ECO 2013, [En línea] <[http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf)> p 13. [Consulta: miércoles, 19 de Septiembre del 2013].

¹⁶SENA, Servicio Nacional de Aprendizaje, Reglamento Técnico, 2012,[Consulta: sábado, 28 de Diciembre del 2013]. p 6

¹⁷ EMPARAM, Ion, Comprendiendo Un F1,2012[En línea] Disponible en <<http://www.formulaf1.es/26257/comprendiendo-un-f1-parte-3/#comments>>[Consulta: Martes, 5 de Septiembre del 2013].

Figura 21. Cubrimiento de las Ruedas según reglamentos Formula Sena Eco



Fuente: Reglamento formula SENA ECO 2013,[En línea] Disponible en < [http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20\(2\).pdf](http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Reglamento%20Formula%20SENA%20-%20ECO%20(2).pdf) >.p 13. [Consulta: lunes, 17 de Septiembre del 2013].

Ahora se determina la superficie del alerón por medio de la Ecuación 18:

Tabla 19.Medidas iniciales del alerón delantero

ALERÓN DELANTERO	
Envergadura (m)	1.60
Cuerda (m)	0.25
Superficie (m ²)	0.4

Fuente: Realizado por las autores del proyecto

Con estas características geométricas se calcula el número de Reynolds y Mach con las Ecuaciones 1 y 4, la longitud será tomada como la cuerda de la superficie para este caso es de 0,25 m

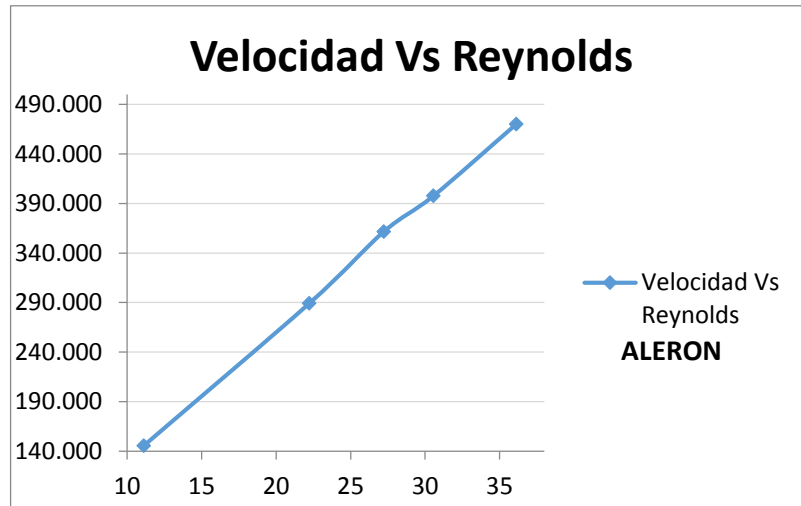
Tabla 20.Regimenes de velocidad para alerón delantero

ALERON DELANTERO						
Densidad (Kg/m ³)	Velocidad (m/s)	Cuerda (m)	Viscosidad(μ) (N.seg/m ²)	Vel. del sonido (m/s)	Reynolds	Mach
0,9472	36,1111	0,25	$1,82 \times 10^{-5}$	341,4414	469875,992	0,1057
	30,5555				397587,378	0,0894
	27,2222				361443,071	0,0813
	22,2222				289154,457	0,0650
	11,1111				145577,228	0,0325

Fuente: Ibid.

A partir de la tabla 20 se observa que el alerón delantero se encontrara en régimen subsónico y el flujo será de tipo laminar. La variación del ángulo para el alerón delantero es de hasta 6° según normas de la FIA¹⁸

Gráfica 15. Velocidad Vs Reynolds para el alerón delantero



Fuente: Autores del proyecto

La grafica 15 muestra el régimen laminar que presenta del alerón delantero según los datos obtenidos en la tabla 20.

Por medio de la ecuación 9 se determina el AR obteniendo:

$$AR = \frac{1.60}{0.25} = 6.4$$

El AR indica que el vehículo tendrá mayor maniobrabilidad en curvas, esto permite que no derrape, y que se adhiera de una forma óptima al pavimento.

2.4.2.1 Capa límite según características geométricas del alerón

El espesor de capa limite en perfil para flujo laminar esta definido por:

Ecuación 24. Ecuacion para determinar la capa límite para flujo laminar.

$$\delta = \frac{5.2X}{\sqrt{Re}}$$

Fuente: Capa limite, [En línea] Disponible en
<<http://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:E32PtgPMedIJ:www.ceiucaweb.com.ar/documentos/ucaforum/Ing-ambiental/3%2520A%25D0%25B50%2520->

¹⁸ ALONSO, Álvaro, Entiende la F1, Madrid, 2007[En línea] Disponible en <<http://soloformula1.wordpress.com/entiende-la-f1/>>[Consulta: Martes, 5 de Septiembre del 2013].

Donde X es la cuerda del perfil en este caso es de 0,25 m reemplazando:

Tabla 21. Capa límite alerón delantero a diferentes velocidades.

VELOCIDAD (m/s)	CAPA LIMITE
36,1111	0,0011
30,5555	0,0020
27,7777	0,0021
22,222	0,0024
11,1111	0,0034

Fuente: Generada por los autores del proyecto

Como se observa en la tabla 21 el espesor de capa límite en el alerón delantero aumentara conforme se reduce la velocidad.

El coeficiente de fricción también puede ser hallado para esta superficie aerodinámica por medio de la ecuación 25.

Ecuación 25. Ecuación de Coeficiente de fricción para flujo laminar.

$$C_f = \frac{0,664}{\sqrt{Re}}$$

Fuente: Boundary layers on flat plates and in Ducts [En línea] Disponible en
<<http://www.blackwellpublishing.com/nalluri/pdfs/07.pdf>>.p 7.[Consulta: jueves, 1 de Mayo del
2014]

En donde se obtienen los siguientes resultados a diferentes velocidades:

Tabla 22. Coeficiente de fricción para alerón delantero.

VELOCIDAD (m/s)	COEFICIENTE DE FRICCIÓN (Adimensional)
36,1111	0,0009
30,5555	0,0010
27,7777	0,0011
22,222	0,0012
11,1111	0,0017

Fuente: Datos generados por los autores del proyecto

En la tabla 22 se puede observar que el coeficiente de fricción aumenta muy poco conforme se disminuye la velocidad del vehículo, con estos resultados se puede

realizar una estimativa del *Drag* teórico de esta superficie que posteriormente será comparado con la simulación de *XFOIL*.

El drag se puede estimar en función del coeficiente de fricción a diferentes velocidades con la ecuación 21.

Tabla 23. Drag en función del Cf para alerón delantero.

VELOCIDAD (m/s)	DRAW (Arrastre) (Newton)
36,1111	0,2393
30,5555	0,1862
27,7777	0,1614
22,222	0,1155
11,1111	0,0408

Fuente: Generado por los autores del proyecto

2.4.2.2 Selección Perfil Delantero

Para el alerón delantero se tomaran los mismos perfiles ya que en estudios anteriores los perfiles 4415 y 6412 se implementaron en algunos carros y de igual manera fueron objeto de estudio donde las velocidades eran próximas a 36,111 m/s.

Tabla 24. Coeficientes de Sustentación Naca 4415

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	α Max CL	CL	CD
4415	0,25	1,60	0,4	145577,228	11,1111	12	1,4696	0,0301
				289154,457	22,2222	13	1,4863	0,0344
				361144,071	27,7777	13	1,5011	0,0332
				397587,378	30,5555	14	1,5077	0,0424
				469875,992	36,1111	14	1,5241	0,0412

Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo B-4415, Bogotá, 2014, Autores del proyecto, P Anexo B

Tabla 25. Coeficientes de sustentación Naca 6412.

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
6412	0,25	1,60	0,4	145577,228	11,1111	11	1,6622	0,0266
				289154,457	22,2222	11	1,6513	0,0228
				361144,071	27,7777	11	1,6459	0,0228
				397587,378	30,5555	11	1,6430	0,0230
				469875,992	36,1111	11	1,6386	0,0234

Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo B-6412, Bogotá, 2014, Autores del proyecto, P Anexo B

Tabla 26. Coeficientes de Sustentación Naca 9410

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
9410	0,25	1,60	0,4	145577,228	11,1111	10	1,9219	0,0296
				289154,457	22,2222	10	1,8891	0,0222
				361144,071	27,7777	10	1,8842	0,0212
				397587,378	30,5555	10	1,8845	0,0208
				469875,992	36,1111	10	1,8881	0,0203

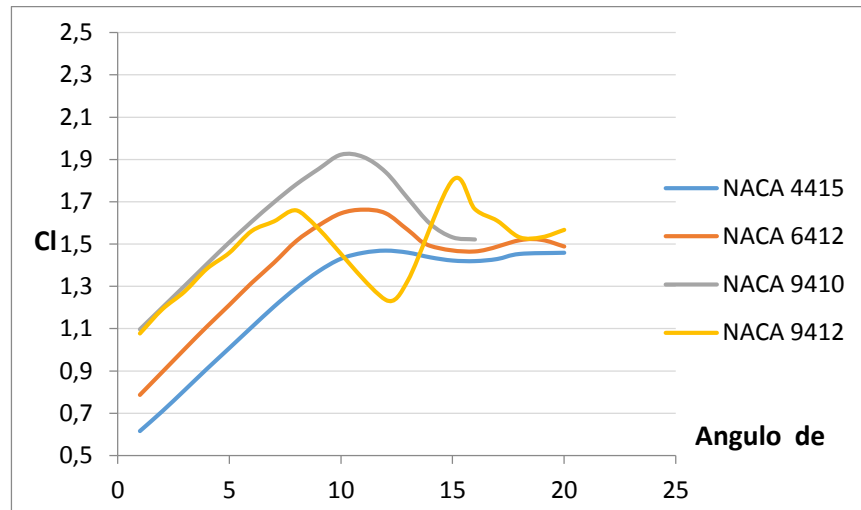
Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo B-9410, Bogotá, 2014, Autores del proyecto, P Anexo B

Tabla 27. Coeficientes de sustentación Naca 9412.

PERFIL	C (m)	b (m)	S (m ²)	Re	Vel (m/s)	e Max CL	CL	CD
9412	0,25	1,60	0,4	145577,228	11,1111	15	1,8018	0,0732
				289154,457	22,2222	12	1,9561	0,0297
				361144,071	27,7777	12	1,9566	0,0286
				397587,378	30,5555	12	1,9624	0,0282
				469875,992	36,1111	12	1,9666	0,0279

Fuente: Datos adaptados de Xfoil, Anexo B-9412, Bogotá, 2014, Autores del proyecto, P Anexo B

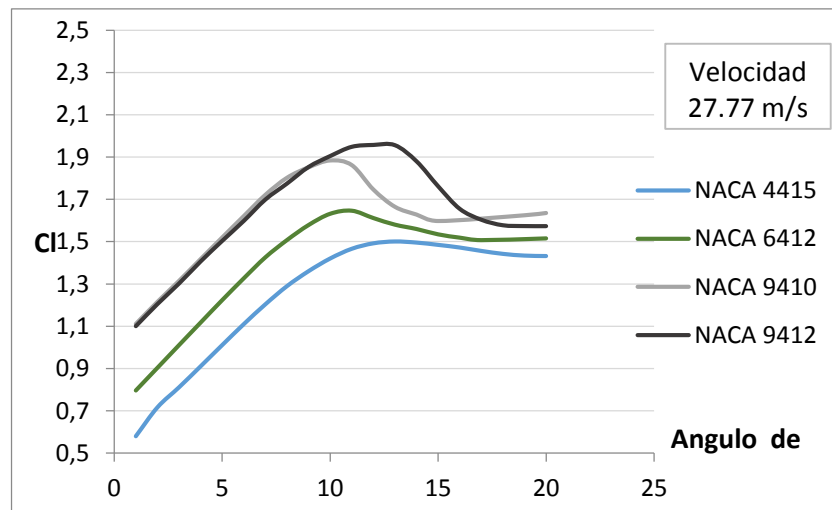
Gráfica 16. C_l para los perfiles del alerón delantero a 11.11 m/s



Fuente: Autores del proyecto.

La grafica 16 muestra los datos obtenidos en Xfoil para los diferentes perfiles de estudio para ángulos de ataque de 1 a 20°, son plasmados para observar el comportamiento de los coeficientes de sustentación respecto a la variación de ángulo.

Gráfica 17. C_l para los perfiles del alerón delantero a 27.77 m/s



Fuente: *Ibíd.*

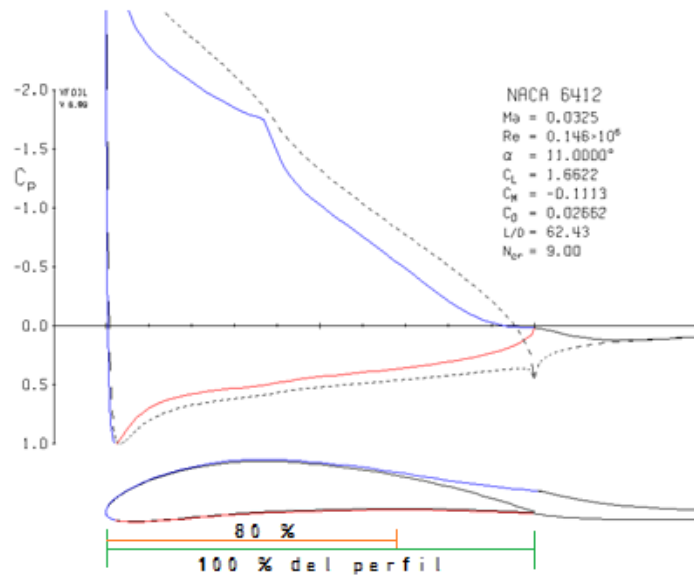
La grafica 17 muestra los coeficientes de sustentación contenidos en el anexo B para los perfiles Naca 4415, 6412, 9410 Y 9412 desde 1 a 20° respectivamente.

En las tablas 24, 25, 26 y 27 se observan los coeficientes de arrastre y sustentación para los perfiles 4415, 6412, 9410 y 9412 respectivamente si bien el NACA 9412 es el que ofrece mejores coeficientes de sustentación pero esta condición no permite su selección para la superficie aerodinámica delantera como se había mencionado

en secciones anteriores el alerón delantero solo debe de generar la mitad de downforce que el alerón trasero así que el perfil 6412 es el que cumple con esta restricción permitiendo obtener valores de downforce aproximados y desprendimientos de capa limites bajos.

En la gráfica 18 se puede visualizar el perfil NACA 6412 simulado a una velocidad de 11,1111 m/s el desprendimiento de capa limite se empieza a presentar aproximadamente al 70% sobre el perfil.

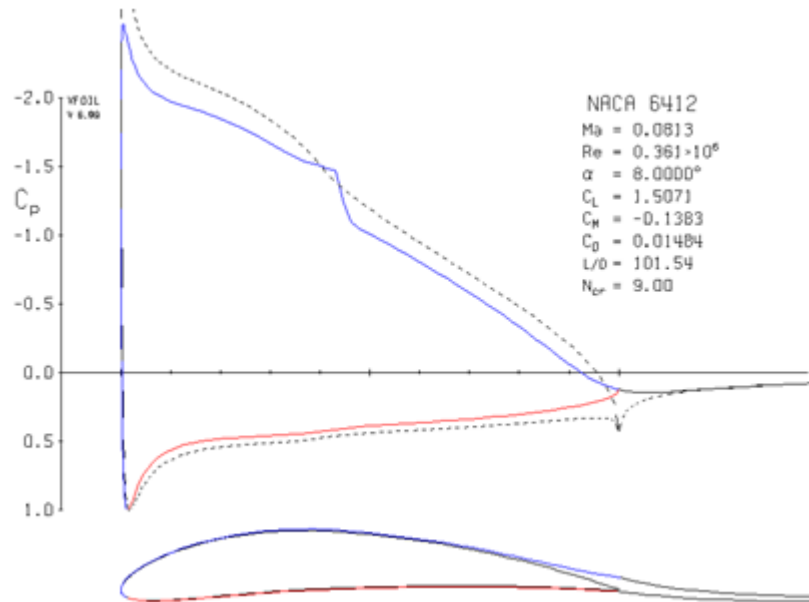
Gráfica 18. NACA 6412 a 11° y velocidad de 11,11 m/s



Fuente: Autores del proyecto

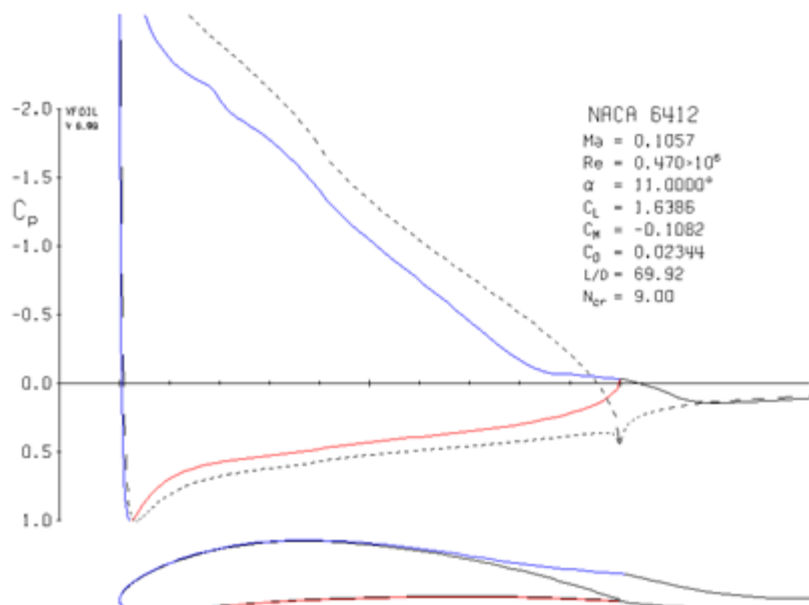
Conforme aumenta la velocidad el desprendimiento de capa límite disminuye sobre el perfil como se observa en la gráfica 19.

Gráfica 19. NACA 6412 a 8° y velocidad de 27,77 m/s



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 20. NACA 6412 a 11° y velocidad de 36,11 m/s



Fuente: *Ibíd.*

En la gráfica 20 el perfil esta simulado a velocidad de 36,1111 m/s y con el ángulo en donde se genera mayor coeficiente de sustentación pero el desprendimiento de capa limite se da alrededor del 70 % del perfil, por esta razón el ángulo máximo de esta superficie aerodinámica es de 6° como se describió anteriormente, para ello en la Tabla 28 se denotan los coeficientes de sustentación para cada perfil a 4° en donde no se presenta desprendimiento de la capa limite , estos valores se pueden ver completamente en el anexo B en donde se simulan desde 1 a 20 grados cada perfil.

Tabla 28. CI NACA 4415, 6412, 9410 Y 9412 a 4°

PERFIL	4°-11,1111 m/s	4°- 22,2222 m/s	4°-27,7777 m/s	4°-30,5555 m/s	4°36,1111 m/s
4415	0,9103	0,9113	0,9109	0,91111	0,9127
6412	1,1094	1,1163	1,1173	1,1183	1,1206
9410	1,4057	1,4178	1,4178	1,4191	1,4203
9412	1,3836	1,4023	1,4064	1,4054	1,4060

Fuente: Ibíd.

Con los resultados anteriores se busca que el alerón delantero genere la mitad de la carga que alerón trasero y el perfil que cumple con estas características es el 6412, ya que los demás o se exceden en el downforce o generan coeficientes de sustentación muy bajos que no permiten alcanzar ni un cuarto del downforce de alerón trasero.

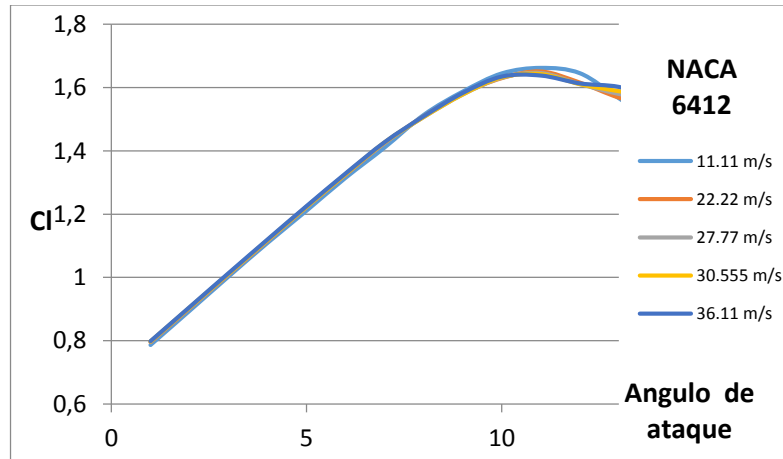
A partir de la Tabla 28 y la ecuación 22 se pueden calcular el downforce ejercido por el alerón delantero, este deberá de ofrecer aproximadamente la mitad de la carga:

Tabla 29. Lift 6412 a 4° y diferentes velocidades.

Densidad (Kg/m³)	Velocidad (m/s)	S (m²)	CI	L (Newton)
	11,1111		1,1094	25,9407
	22,2222		1,1163	104,4082
0.947	27,7777	0,4	1,1173	156,8181
	30,5555		1,1183	197,7502
	36,1111		1,1206	276,7655

Fuente: Datos tratados por los autores del proyecto.

Gráfica 21. Coeficientes de sustentación del NACA 6412



Fuente: *Ibíd.*

La grafica 21 muestra los coeficientes de sustentación del perfil NACA 6412 para rango de velocidades desde 11,11 m/s hasta 36,11 m/s, el perfil entra en pérdida de sustentación a un ángulo de 11° aproximadamente.

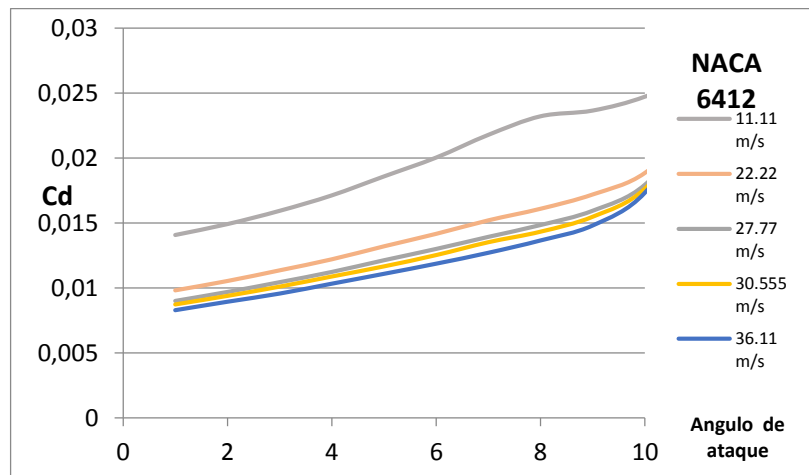
Por medio de la ecuación 23 se puede calcular el arrastre generado por el alerón delantero a diferentes velocidades, como se muestra en la Tabla 30.

Tabla 30. Drag 6412 a diferentes velocidades.

Densidad (Kg/m ³)	Velocidad (m/s)	S (m ²)	CD	D (Newton)
	11,1111		0,01712	0,4003
	22,2222		0,01221	1,1420
0,947	27,7777	0,4	0,01124	1,5775
	30,5555		0,01089	1,9256
	36,1111		0,01032	2,5488

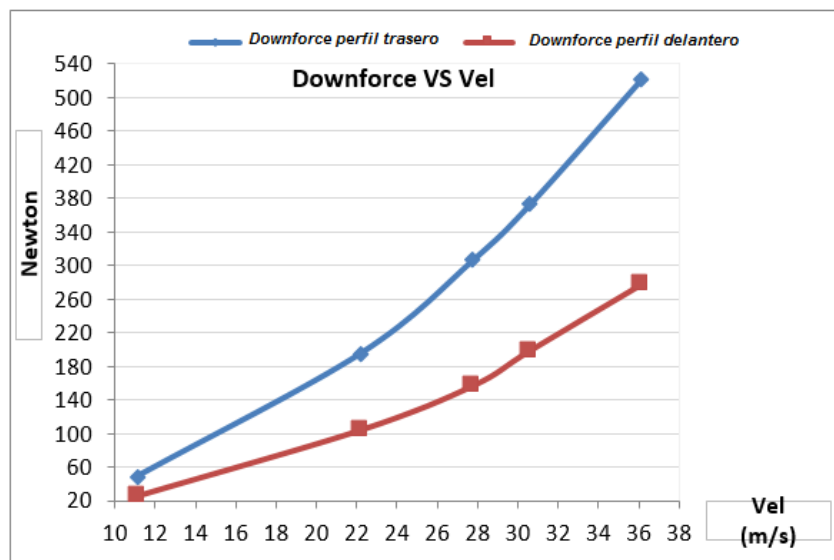
Fuente: *Datos tratados por los autores del proyecto.*

Gráfica 22. Coeficientes de arrastre para NACA 6412



En la gráfica 22 se observa que los coeficientes de arrastre aumentan conforme disminuye la velocidad.

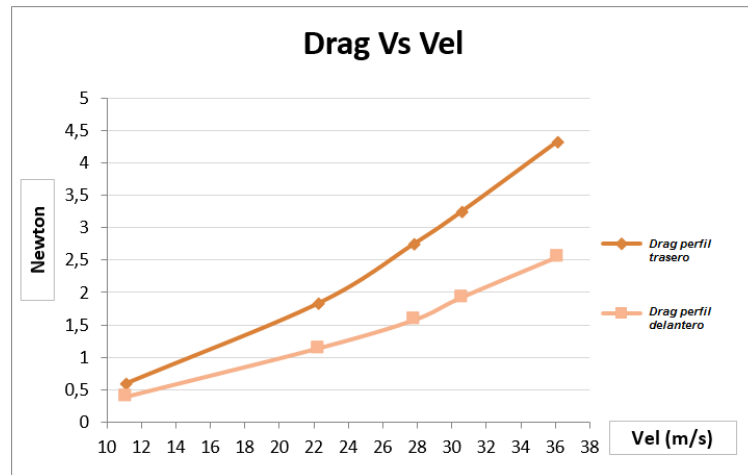
Gráfica 23. Downforce para perfil trasero y perfil delantero



Fuente: Ibíd.

Con los resultados adquiridos en los anexos A y B se pudo calcular la fuerza de downforce que los perfiles generarían. La gráfica 23 permite observar que el alerón trasero genera el doble de la carga aerodinámica que el perfil delantero cumpliendo los requerimientos para los cuales fueron diseñados, el perfil trasero ofrecerá estabilidad a elevadas velocidades mientras que el delantero brindará maniobrabilidad.

Gráfica 24. Drag generado por las superficies aerodinámicas



Fuente: *Ibíd.*

De igual forma los anexos A y B del presente documento contienen los coeficientes de arrastre para diferentes velocidades de los perfiles NACA 9412 y NACA 6412 correspondientes a la implementación en alerón trasero y delantero respectivamente. El drag total es mostrado en la gráfica 24 donde se evidencia que los valores de fuerza en Newton son mínimos si se compara con la carga aerodinámica que se muestran para estos mismos perfiles en la gráfica 23.

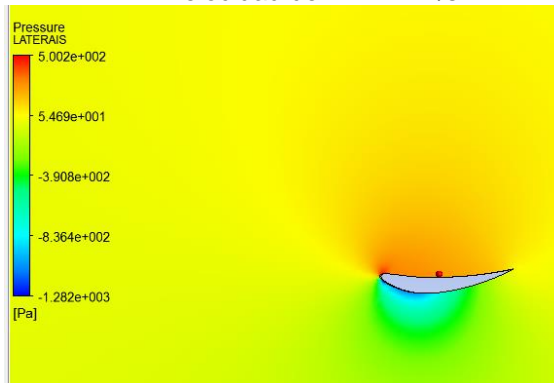
3. ANÁLISIS COMPUTACIONAL ALERON TRASERO Y ALERON DELANTERO

Para el estudio aerodinámico inicialmente se simulan los dos perfiles escogidos en el capítulo inmediatamente anterior en ICEM CFD versión 14.5 para velocidades de flujo de entrada de 11,111 m/s, 27,77 m/s y 36,111 m/s.

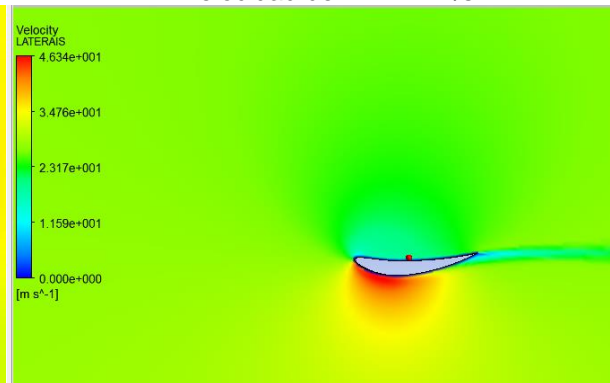
3.1 ESTUDIO DE PRESIONES SOBRE LOS PERFILES

A continuación se muestran solo se muestran las gráficas de 27,77 m/s y 36,111 m/s, que son aquellas donde el vehículo estará corriendo en pista la mayor parte del tiempo y las más representativas. En este estudio se observara las presiones estáticas recordando que ésta es la presión de aire debida solo a su grado de compresión, además de realizar un análisis de comportamiento de velocidad y capa limite.

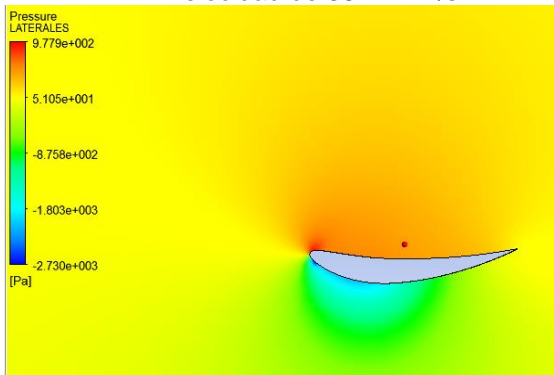
Gráfica 25. Contornos de presión NACA 9412
Velocidad de 27.777 m/s



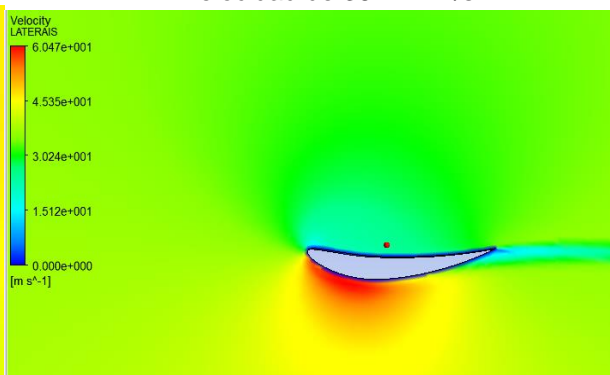
Gráfica 26. Contornos de velocidad NACA 9412
Velocidad de 27.777 m/s



Gráfica 27. Contornos de presión NACA 9412
Velocidad de 36.111 m/s



Gráfica 28. Contornos de velocidad NACA 9412
Velocidad de 36.111 m/s



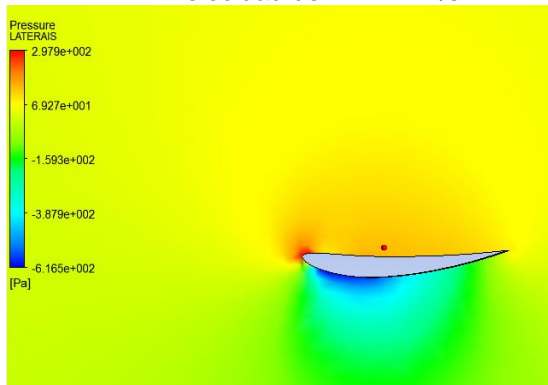
Fuente: Ibíd.

Las graficas 25 y 27 muestran los contornos de presión para el perfil trasero simulado con las condiciones de temperatura descritas en la sección 2.1, la presión más alta es de 502 y 977 pascales para velocidades de simulación de 27.777 m/s y 36.111 m/s respectivamente, y es en el borde de ataque donde se presentan estos valores elevados. Por otro lado las presiones inferiores de aproximadamente.

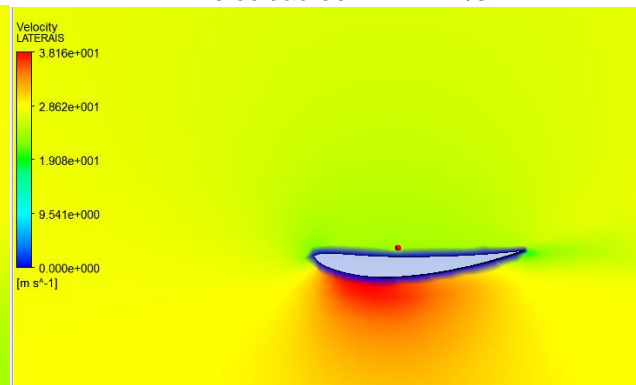
Para los contornos de velocidad en las gráficas 26 y 28 se aprecia que justo en la zona de aire más próxima al perfil la velocidad es nula (color azul), eso es debido al espesor de la capa límite y la viscosidad del aire. El desprendimiento del aire en el borde de salida no es altamente significativo para estas dos condiciones de velocidad simulada. Otro aspecto de interés gráfico es que los lóbulos que salen en el borde de ataque son los que muestran la sustentación mientras que la estela muestra la resistencia.

A continuación se exponen las gráficas de contorno de presión estática y velocidad en x para el alerón delantero NACA 6412, estas gráficas sólo confirman las condiciones ya descritas anteriormente. Por ejemplo, la gráfica 30 muestra que la velocidad del aire justo en la superficie del alerón es nula. Eso es debido a la viscosidad del aire y la capa límite asociada a ésta. Por otro lado, se ha afirmado que un vehículo de competición esta en régimen de aire incompresible, pues en ningún caso se supera Mach 0,3 por tal razón la densidad del aire no debe cambiar; la figura 32 lo confirma.

Gráfica 29. Contornos de presión NACA 6412
Velocidad de 27.777 m/s

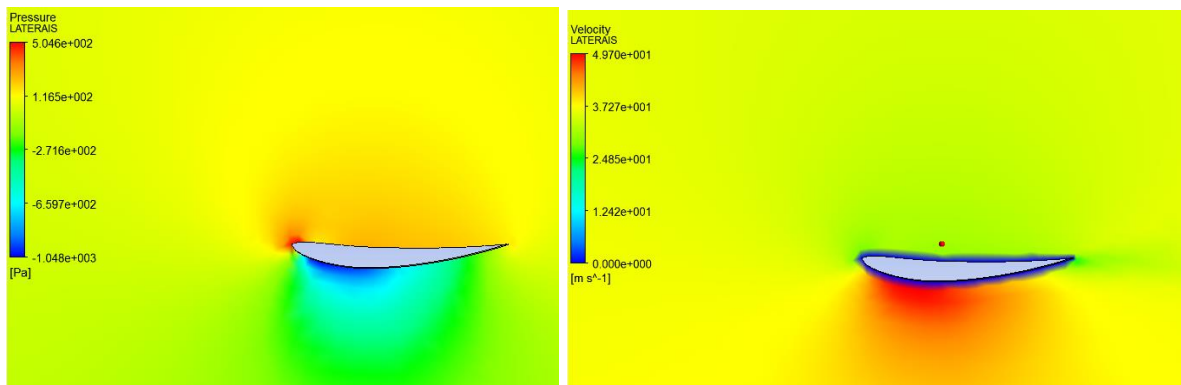


Gráfica 30. Contornos de velocidad NACA 6412
Velocidad de 27.777 m/s



Gráfica 31. Contornos de presión NACA 6412
Velocidad de 36.111 m/s

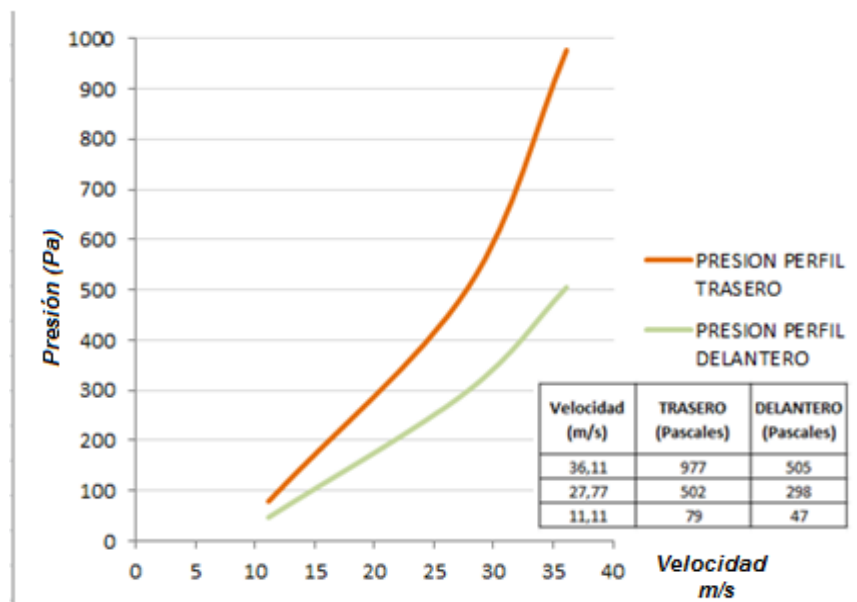
Gráfica 32. Contornos de velocidad NACA 6412
Velocidad de 36.111 m/s



Fuente: *Ibíd.*

Los valores de presiones más elevados obtenidos en las simulaciones para cada alerón se interpretan en la gráfica 33 en donde se observa que el alerón trasero genera aproximadamente el doble de presión que el delantero, además se evidencia que los cambios de presión actúa lineal a la velocidad es decir conforme aumenta la velocidad de simulación de entrada se incrementa la presión para las dos superficies aerodinámicas.

Gráfica 33. Presión ejercida por los perfiles delantero y trasero

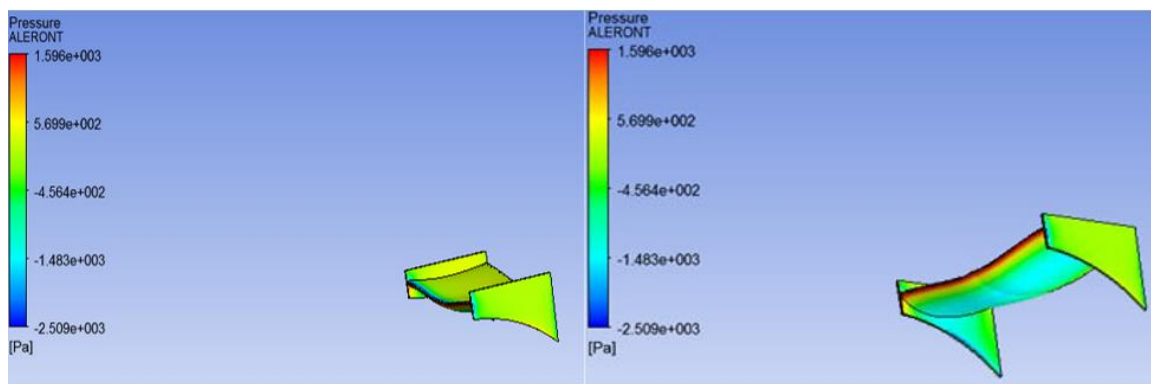


Fuente: *Ibíd.*

3.2 ANALISIS DE PRESIONES SOBRE ALERONES IMPLEMENTADOS AL CARRO FINAL

En la gráfica 34 se muestra el alerón trasero simulado a una velocidad de 27.77 m/s, allí se aprecia que en la parte superior del perfil las presiones son mayores con colores amarillentos, mientras en la vista inferior predominan las presiones azules que son menores evidentemente. Si se tiene en cuenta la leyenda correspondiente al perfil, se ve gráficamente que la parte de arriba del alerón soporta más presión que la de abajo, por tanto, hay una fuerza de succión hacia el lado de baja presión que hace que el alerón tienda siempre a moverse hacia el suelo

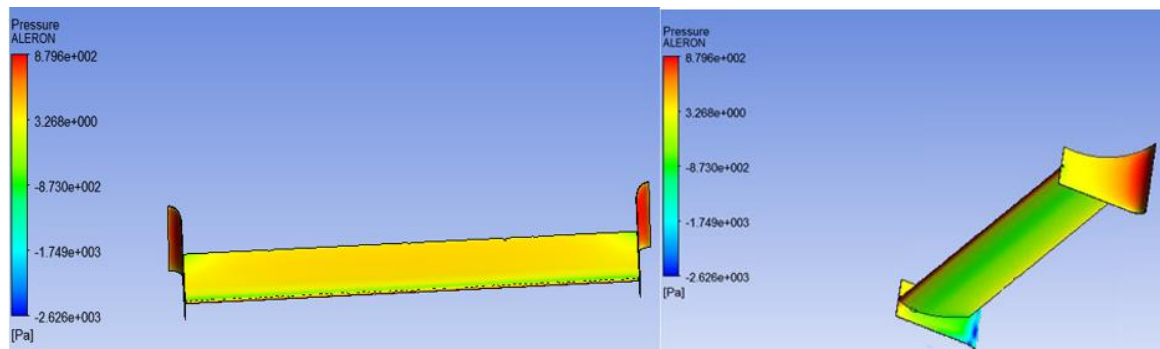
Gráfica 34. Presiones ejercidas sobre el alerón trasero



Fuente: Ibíd.

Para el alerón delantero las condiciones de simulación de temperatura de 271 Kelvin, y velocidad de 27.777 m/s fueron las mismas con el fin de obtener una igualdad en comparación respecto al alerón trasero.

Gráfica 35. Presiones ejercidas sobre el alerón delantero

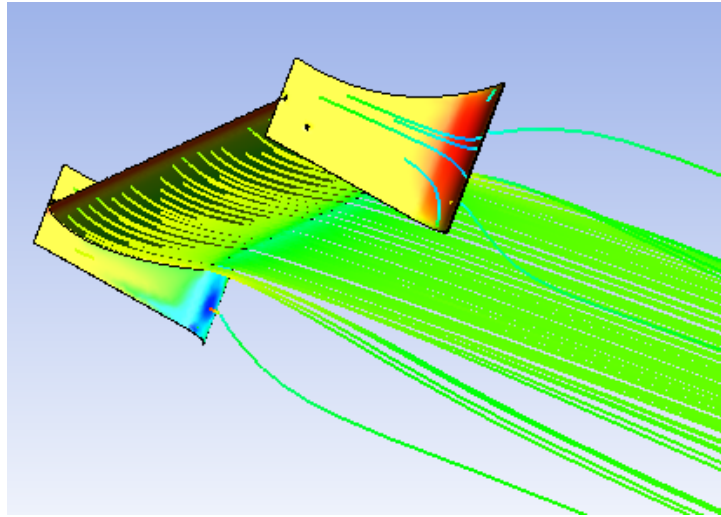


Fuente: Ibíd.

La grafica 35 muestra que la máxima presión ejercida es de 879 pascales en las puntas de ala o derivas laterales pues es allí donde se presenta estancamiento de

flujo, impidiendo el paso libre hacia la sección intermedia del vehículo. Las presiones en el intradós con respecto al extradós son mayores generando la condición de fuerza requerida que produce la diferencia de presiones y por tanto que se mantenga la condición del alerón de adherencia al piso. A partir de estos gráficos se ve la necesidad de realizar una modificación en lo que se refiere a una reducción de curvatura en la zona de las derivas laterales en donde se presenta mayor presión y por tanto arrastre.

Gráfica 36. Líneas de flujo sobre el alerón delantero



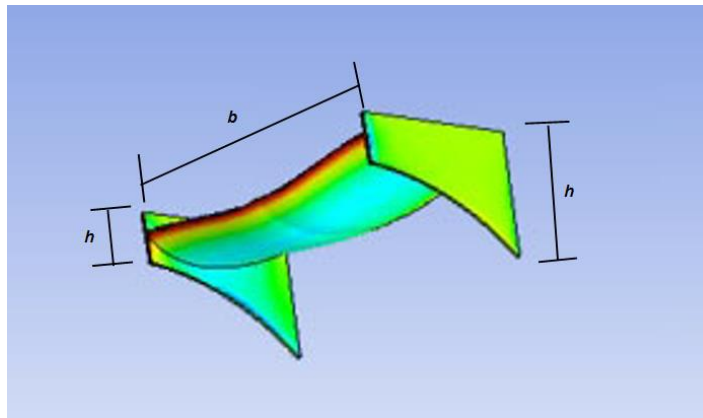
Fuente: Ibíd.

La gráfica 36 muestra las líneas de trayectoria formando láminas delgadas que se comportan casi de manera lineal, esto es porque el alerón delantero es la parte en que el aire incide con menos perturbación además de ser la primera superficie de contacto con el flujo.

3.3 ASPECT RATIO PARA LOS ALERONES DEL CARRO FINAL

Con el estudio realizado anteriormente se puede establecer el AR actual que tendrán las superficies aerodinámicas del carro final a la hora de implementarse las derivas laterales que para el alerón trasero no son en su totalidad placas planas rectangulares, si no que por cuestiones de diseño y estética la altura de la deriva de manera perpendicular ubicada cerca al borde de ataque es menor que la altura perpendicular al borde de salida del perfil, como se evidencia en la figura 22

Figura 22. Derivas laterales alerón trasero



Fuente: Ibíd.

Por medio de la Ecuación 16 se establece el nuevo *Aspect ratio* para el alerón trasero así sección trasera:

$$AR = 1.82(1 + 1.9 \frac{0.6013 \text{ m}}{0.8887 \text{ m}})$$

$$AR = 4.15$$

Sección delantera del alerón:

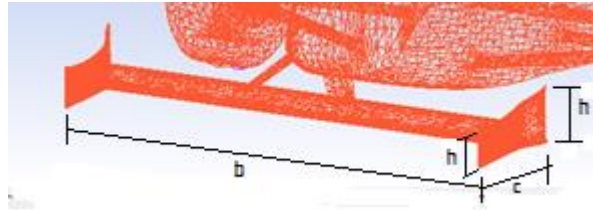
$$AR = 1.82(1 + 1.9 \frac{0.1348 \text{ m}}{0.8887 \text{ m}})$$

$$AR = 2.34$$

En general el alerón trasero aumentara a un *aspect ratio* de aproximadamente a 3.2 al promediar los resultados anteriormente hallados esto implica que el alerón mejorara su rendimiento en un 57%, aunque también esta optimización va ligada a la altura que sea instalado.

Por otra parte el alerón delantero también posee derivas laterales que tampoco son placas planas homogéneas, su altura solo varía por algunos centímetros en la sección perpendicular al borde ataque y de salida de la superficie alar como se observa en la figura 23.

Figura 23. Derivas laterales alerón delantero



Fuente: *Ibíd.*

El aspect ratio para la sección trasera del perfil se puede definir por la ecuación 16 así:

$$AR = 6.4(1 + 1.9 \frac{0.1939 \text{ m}}{1.6078 \text{ m}})$$

$$AR = 7.86$$

Para parte delantera del alerón se obtiene:

$$AR = 6.4(1 + 1.9 \frac{0.1402 \text{ m}}{1.6078 \text{ m}})$$

$$AR = 7.46$$

Es posible evidenciar a partir de los resultados anteriores que las derivas laterales actúan casi como placas planas y en un promedio la superficie aerodinámica tendrá un *aspect ratio* de 7.66 esto contribuirá a una mejor maniobrabilidad del vehículo en las posibles curvas que se puedan presentar en pista.

4. VALIDACION AERODINAMICA COMPUTACIONAL DE LOS VEHICULOS

La validación aerodinámica se realiza a través de CFD (Computational Fluid Dynamics) que es la rama dentro de la mecánica de fluidos capaz de utilizar métodos numéricos y algoritmos para analizar problemas relacionados con el flujo de fluidos.

CFD permite la realización de cálculos detallados de cualquier sistema en el cual intervengan fluidos, mediante la resolución de las ecuaciones de hasta 5º grado para una geometría particular de cada sistema considerado, el objeto de estudio en este caso son dos vehículos en donde finalmente se seleccionara el que presente mejores características aerodinámicas. Los resultados obtenidos dependen de las variables que caracterizan e interactúan con dicho sistema como son la velocidad, presión, temperatura, densidad y viscosidad, entre otros.

La razón de realizar estas simulaciones por medio de un ordenador, junto con los análisis experimentales realizados en túnel de viento y descritos en el capítulo 5 busca establecer una comparación de resultados para luego darle una perspectiva a la optimización del sistema.

En este capítulo se pretende analizar computacionalmente la distribución de presiones, fuerzas aerodinámicas de sustentación negativa, arrastre, momentos y distribución de flujo en el vehículo completo a través de diferentes etapas.

4.1 ETAPAS DE LA SIMULACIÓN EN CFD

En la resolución de un problema con CFD se distinguen cuatro fases, tres de ellas que necesitan de un software que permita su realización. A continuación se muestra sus etapas y el respectivo software que se utilizó durante este proyecto, no obstante cabe aclarar que existen diferentes programas computacionales que permiten ejecutar cada una de ellas:

1. Diseño de la geometría (Solid Works Premium 2012X64 Edition)
2. Generación de la malla (ANSYS ICEM CFD Versión académica 14.5)
3. Iniciación del cálculo computacional (ANSYS Fluent Versión académica 14.5)
4. Análisis de los resultados

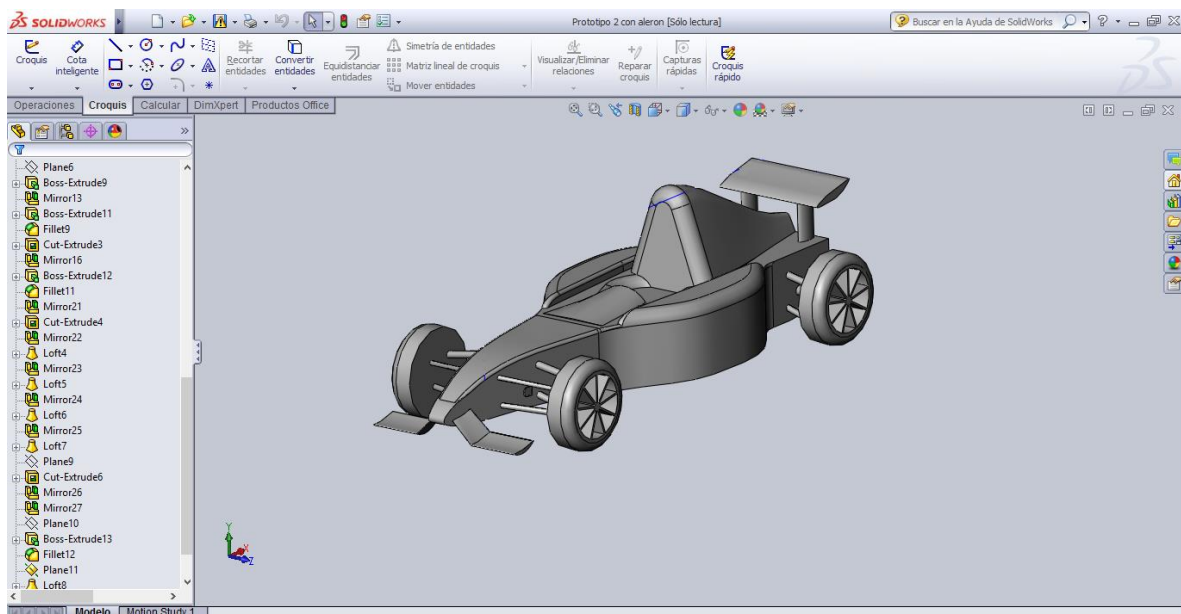
4.1.1 Diseño de la geometría de los modelos de estudio

Todo análisis en CFD empieza por el diseño de un modelo bidimensional o tridimensional. Para ello es necesario disponer de un programa de CAD (Computer Aided Design) como Solid Edge, SolidWorks, Autocad, Catia entre otros para su realización.

El diseño de los modelos pertenecen en su totalidad a los ingenieros en formación Andrés Felipe Aguilón y José Luis Reyes Ortiz autores del trabajo de investigación “Diseño Industrial y producción de la carrocería del vehículo eléctrico para la escudería DCM competencia SENA ECO 2013” y dentro del cual se encuentran contenidos dichos modelos tridimensionales junto con la descripción detallada y el paso a paso para la obtención de cada uno de los vehículos.

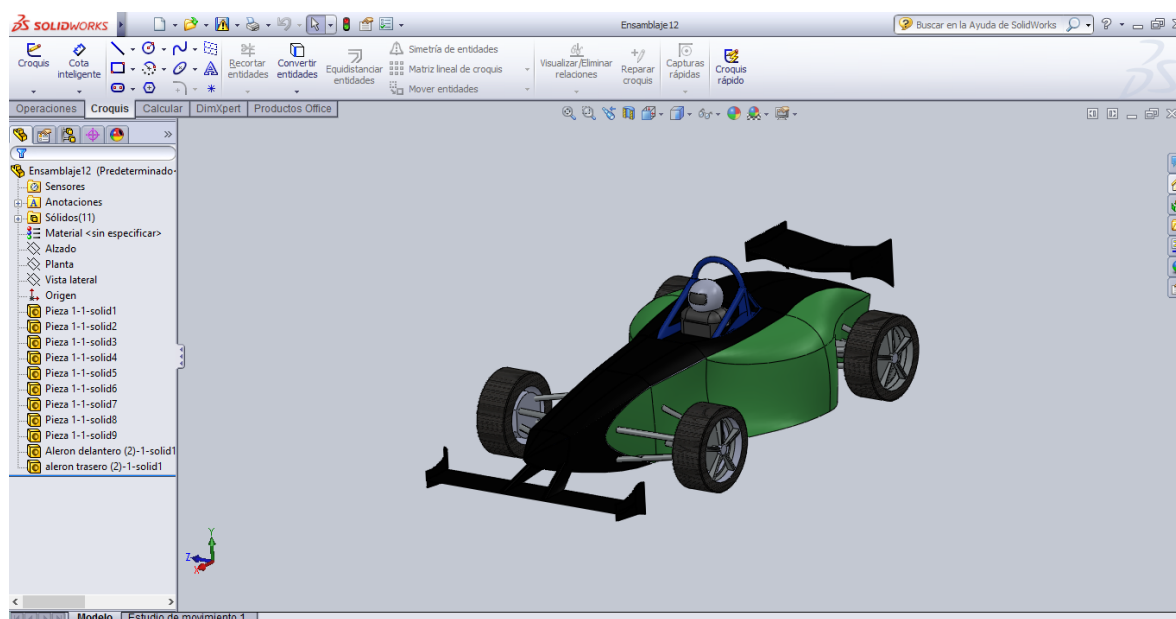
El tipo software utilizado fue Solid Works versión Premium 2012X64 según determinación y criterio de los autores del diseño de los vehículos. A continuación las figuras 24 y 25 muestran las vistas isométricas de los dos modelos finales con los que se van a trabajar en el análisis computacional y experimental

Figura 24. Vista isométrica carro inicial



Fuente: AGUILLON, Andrés F. y REYES ORTIZ, Jose L. Diseño Industrial y producción de la carrocería del vehículo eléctrico para la escudería DCM competencia SENA ECO 2013. Bogotá: Fundación Universitaria Los Libertadores.

Figura 25. Vista Isométrica carro final



Fuente: Ibíd.

4.1.2 Generación de la malla

Antes de iniciar con la creación de una malla sobre una geometría se debe realizar la respectiva exportación desde el programa CAD que permita la lectura en CFD. El formato usado para reproducir el modelo en ICEM y generar la respectiva malla fue (.parasolid). La generación de la malla es la fase más importante en CFD. La densidad de la malla, el tamaño de los volúmenes de control, determina la exactitud de la solución. La malla consiste en cuatro conceptos principales: volúmenes, superficies, segmentos y nodos. Estos conceptos están implícitos, un volumen está limitado por un conjunto de superficies cerradas, una superficie está limitada por un conjunto de segmentos cerrados y un segmento está limitado por nodos.

El enmallado sobre los vehículos se hicieron bajo un mismo criterio y procedimiento, pero con variaciones en la configuración de los parámetros de malla, es decir realizando ajustes de densidades sobre algunos elementos del carro en donde fuera necesario un análisis significativo para así obtener una malla fina y de calidad, pero que no requiriera un coste computacional innecesario. Por ejemplo mallas más densas fueron ajustadas en los alerones tanto trasero como delantero así como en las tijeras de los vehículos, no obstante estos criterios dependen específicamente de la geometría del elemento a analizar. Detalles del enmallado y comandos para utilizar el programa ICEM CFD 14.5 están contenidos en el Anexo C.

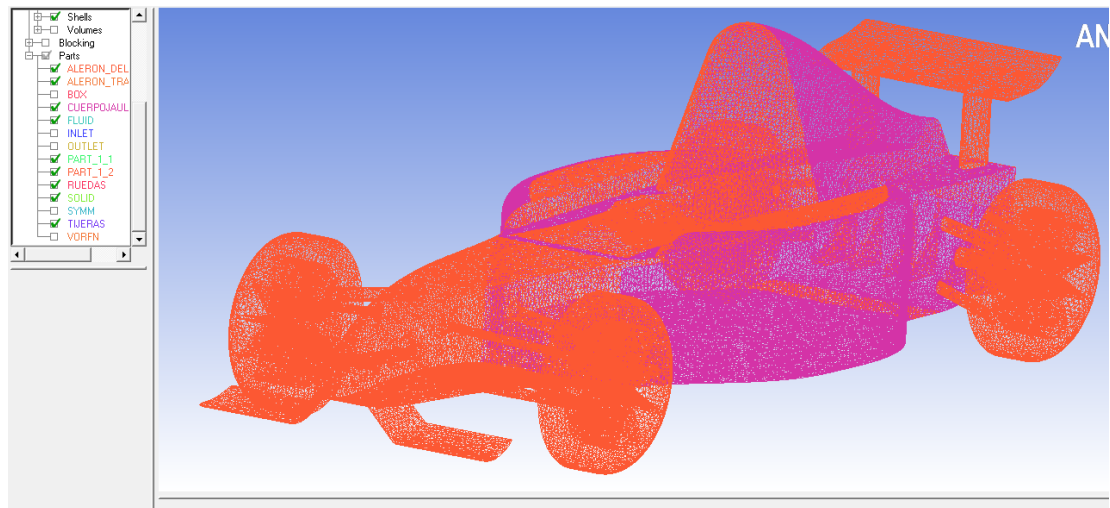
Debido al alto costo computacional de las iteraciones y los análisis a diferentes velocidades de operación del vehículo, se obtuvo un solo enmallado para cada configuración de geometría, la malla es de tipo no estructurado y cuenta con la menor cantidad posible de nodos, pero siempre asegurando una óptima calidad en el proceso. El enmallado para el carro inicial consta de aproximadamente 520 mil nodos y el carro final de aproximadamente 240mil nodos. La cantidad de nodos y el tipo de malla son determinantes pues de esto depende el tiempo necesario requerido para conseguir convergencia en la resolución de las ecuaciones y por tanto la obtención de datos.

A continuación se muestran las mallas finales para los dos modelos de estudio obtenidos bajo el software ICEM CFD versión académica 14.5 con las que se procedió a desarrollar la validación.

4.1.2.1 Carro Inicial

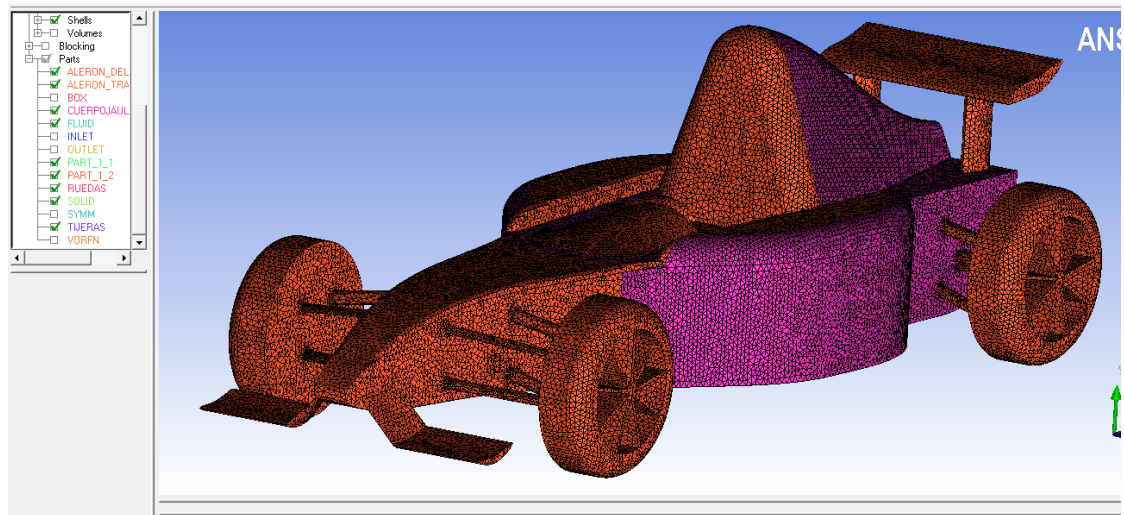
La creación de mallas es un trabajo arbitrario, se debe manejar ensayo y error para buscar el enmallado que mejor se adecue a las necesidades de estudio además que permitan ser leídas y procesadas en el ordenador matemático computacional ANSYS FLUENT. En la figura 26 y 27 se muestra la generación de la malla sobre el vehículo en forma de líneas y de manera sólida.

Figura 26. Generación de la malla alrededor del carro



Fuente: Autores del proyecto.

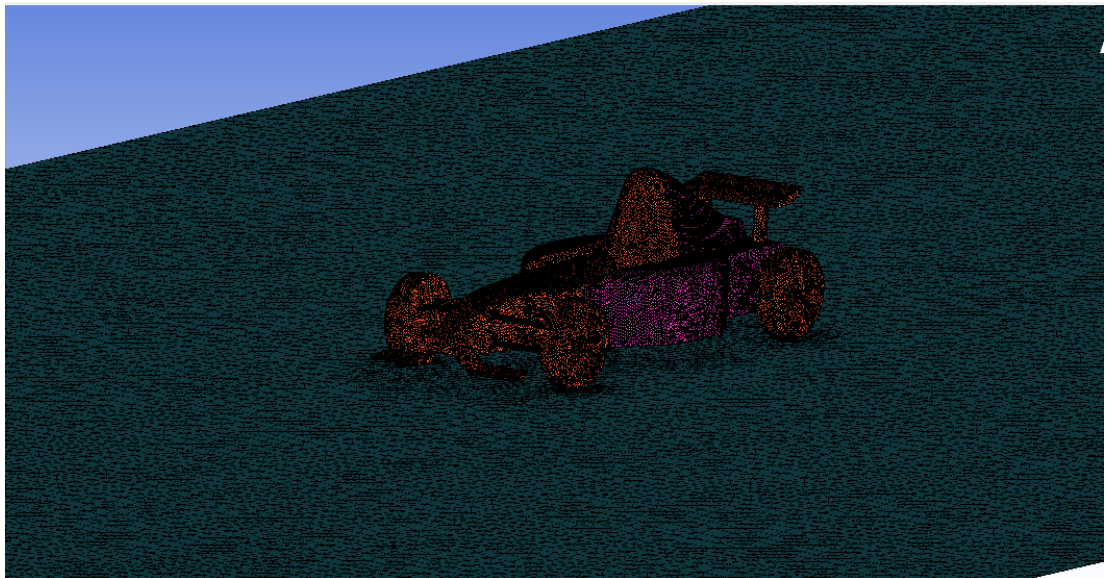
Figura 27. Enmallado sólido del carro inicial



Fuente: Ibíd.

Para que una simulación CFD produzca un resultado, debe definirse el entorno alrededor del diseño, además del ajuste de las regiones sólidas y de fluido, éste entorno es conocido como túnel de viento virtual. A continuación se muestra el carro en contacto con la parte inferior del túnel, a fin de simular condiciones reales de pista, esto permite por ejemplo realizar un análisis de desprendimiento de capa límite que hace cambiar los coeficientes aerodinámicos cuando el vehículo está en contacto con el suelo.

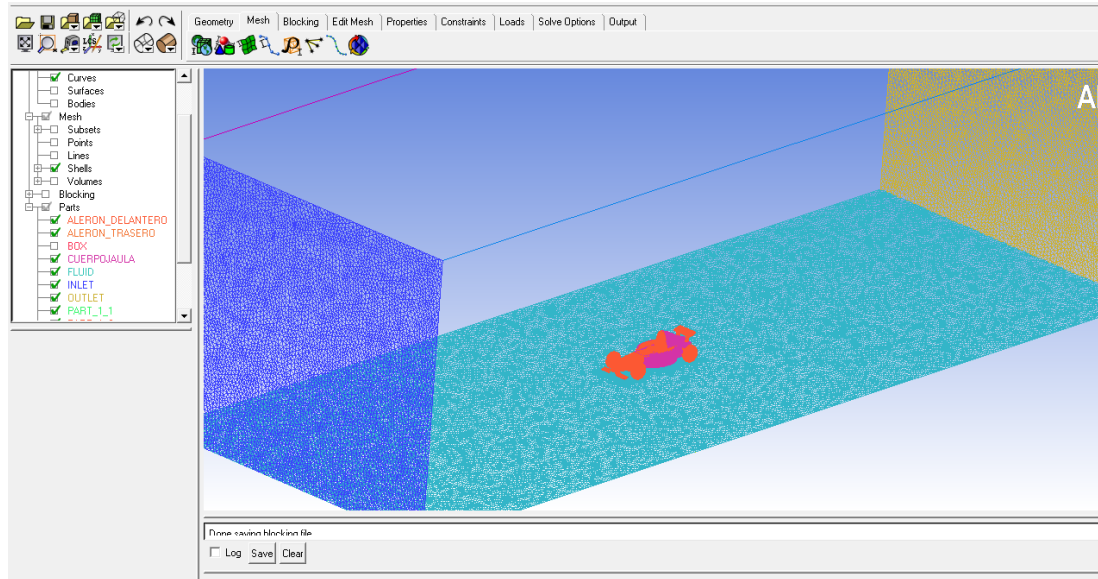
Figura 28. Enmallado sólido del carro y suelo del túnel de viento



Fuente: Ibíd.

En la figura 29 se muestran las condiciones de contorno de entrada (malla azul perpendicular al suelo) y salida (malla amarilla perpendicular al suelo) para poder programar parámetros específicos dentro del dominio matemático computacional.

Figura 29. Enmallado de las condiciones de entrada y salida del túnel de viento



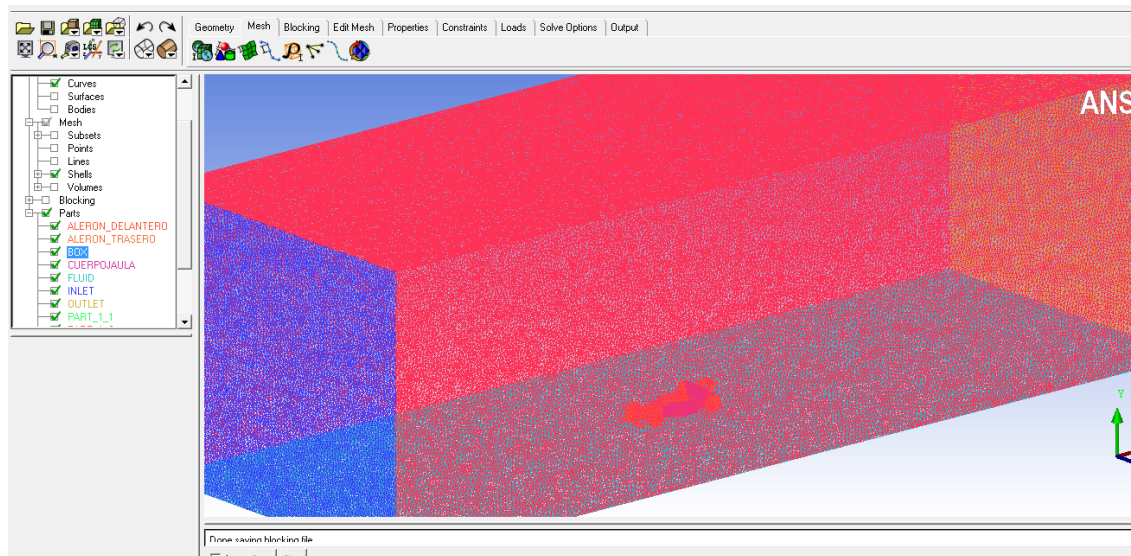
Fuente: Ibíd.

Para evitar error en la lectura de los datos, las dimensiones del túnel de viento virtual juegan un papel significativo, con el fin de evitar interferencia en la capa límite, estudios en CFD como “Full-scale, wind tunnel and cfd wind engineering studies”¹⁹ y “Analysis of Wind Tunnel Wall Interference Effects on Subsonic Unsteady Airfoil Flows”²⁰ entre otros, realizados años atrás han demostrado que por lo general el área proyectada del cuerpo de manera frontal es inferior al 5% del área del túnel y su longitud total es 10 veces mayor que la longitud del cuerpo de estudio. La figura 30 muestra todas las superficies alrededor del diseño. Las caras laterales y superior, representadas de color fucsia son necesarias para acoplar los límites del túnel de viento y actúan como pared.

¹⁹ Wind Tunnels for engineer investigation. “Full-scale, wind tunnel and cfd wind engineering studies”, [En línea] Disponible en < <http://www.eng.uwo.ca/people/esavory/techniques.pdf>>[Consulta: Martes, 20 de Mayo del 2014].

²⁰ DURAISAMY, Karthikeyan, Analysis of Wind Tunnel Wall Interference Effects on Subsonic Unsteady Airfoil Flows,[En línea] Disponible en < http://web.stanford.edu/~dkarthik/PUBS/Wall_effects.pdf>[Consulta: Martes, 20 de Mayo del 2014].

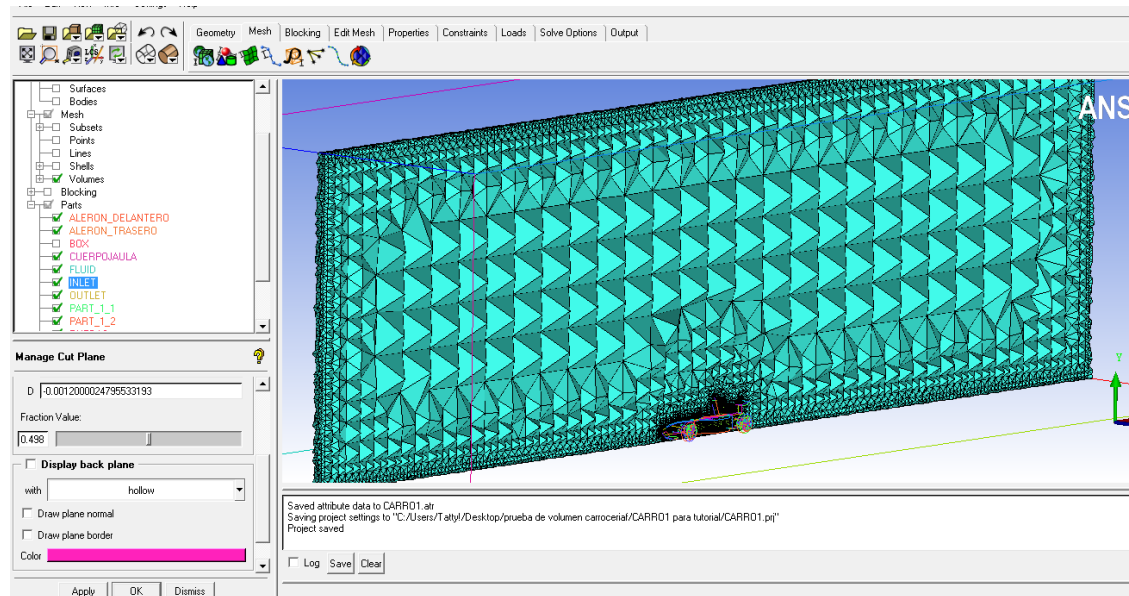
Figura 30. Enmallado del túnel de viento virtual y carro al interior del mismo



Fuente: *Ibíd.*

El túnel debe tener un enmallado al interior, es decir los volúmenes deben estar contenidos dentro de él y no solo en las topologías exteriores para detectar los fenómenos que ocurren a lo largo del vehículo conforme pasa el flujo de aire. La figura 31 es el plano de corte en volumen sobre el carro, en donde se muestra una malla solida de tipo no estructurado (combinación de tetraedros y hexaedros que no tienen una orientación específica en las líneas de las celdas) debido a la complejidad de la geometría del modelo de estudio, también se observa que a lo largo del centro longitudinal del túnel de viento la malla tiene menor cantidad de nodos es decir es menos fina, esto con el fin de ahorrar gasto computacional y tiempo en lograr una convergencia durante la solución del dominio matemático.

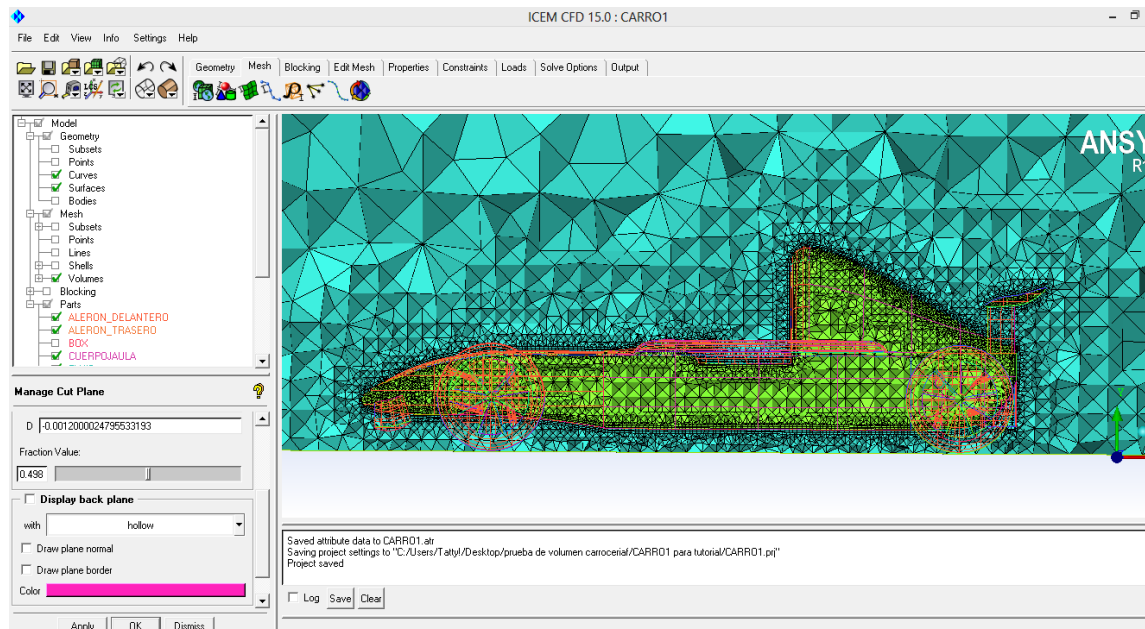
Figura 31. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro



Fuente: Ibíd.

Sin embargo alrededor del contorno del carro se tiene una malla más fina para asegurar un control de volumen mayor y varios puntos de análisis sobre los elementos del vehículo que son significativos, como se muestra en la figura 32.

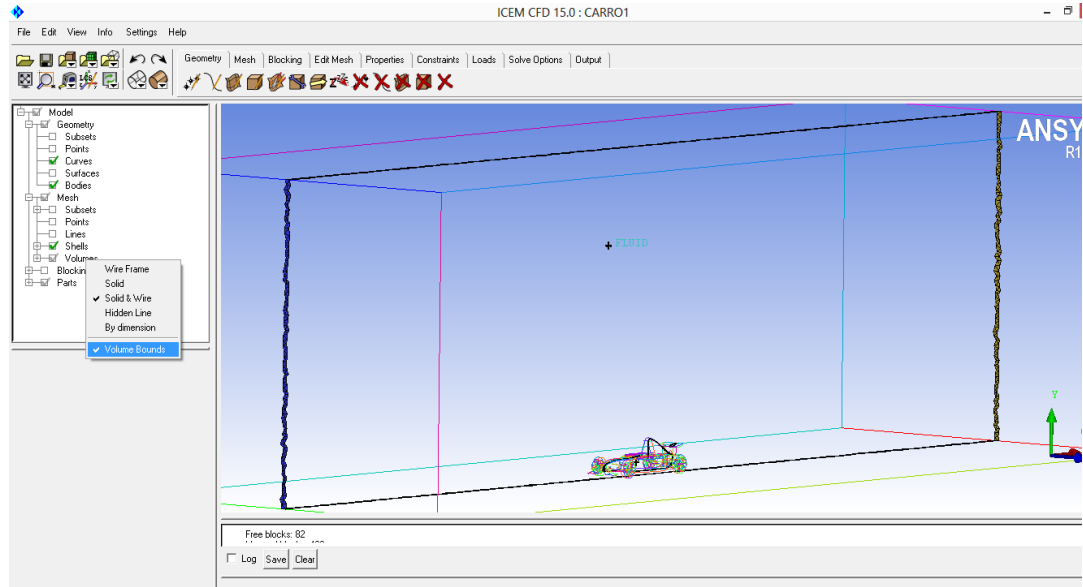
Figura 32. Vista lateral del plano de corte en volumen



Fuente: Ibíd.

La revisión de la calidad y ajustes más finos sobre la malla se pueden realizar con mayor claridad activando el comando (volumen bounds) por su término en inglés, que muestra solo los límites de volumen que permite identificar si la malla abarca completamente la silueta del modelo de estudio, sin necesidad de dibujar tantos elementos de malla en la pantalla lo que se traduce en un ordenador lento y difícil de manejar.

Figura 33. Límites de volumen sobre el túnel de viento y el carro inicial

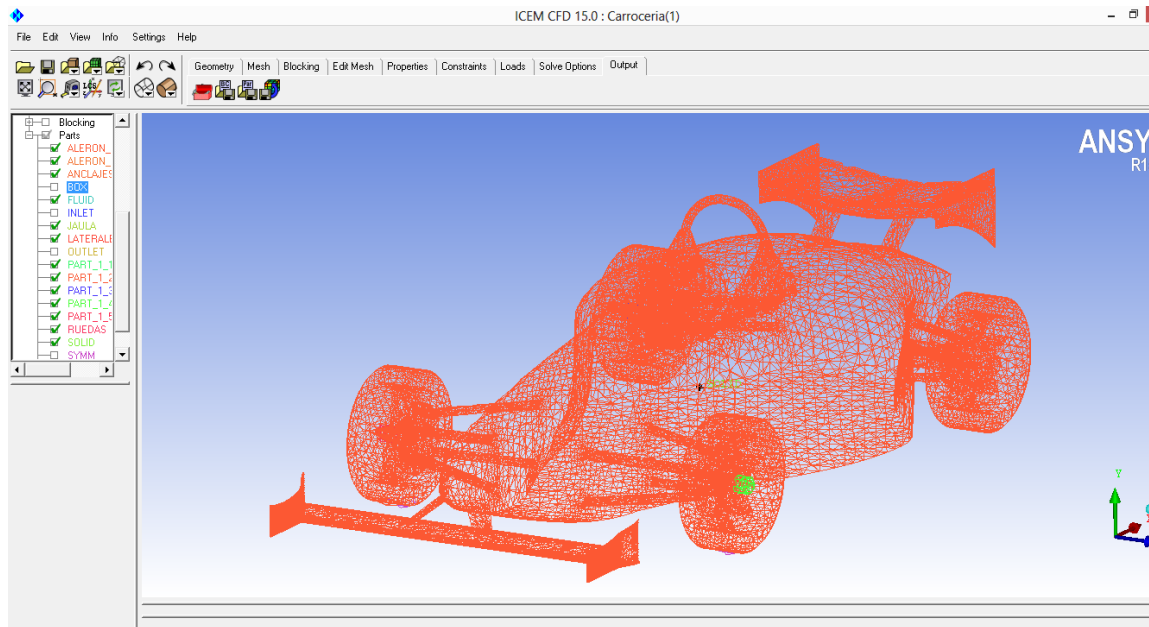


Fuente: Ibíd.

4.1.2.2 Carro Final

La creación de la malla para este modelo es de tipo no estructurado, con una cantidad de 241.403 nodos para la geometría del vehículo. Es importante recordar que la cantidad de nodos es una de las medidas que determina cuanto tiempo podría tomar el cálculo computacional en ANSYS FLUENT para obtener una convergencia en la solución. Por lo que se buscó una malla con la cantidad mínima requerida, pero con un buen cubrimiento sobre la geometría para permitir un análisis óptimo. A continuación se muestra la generación de la malla en la figura 34 sobre el vehículo en forma de líneas obtenida a través del programa generador de mallas ICFM CFD versión académica 14.5.

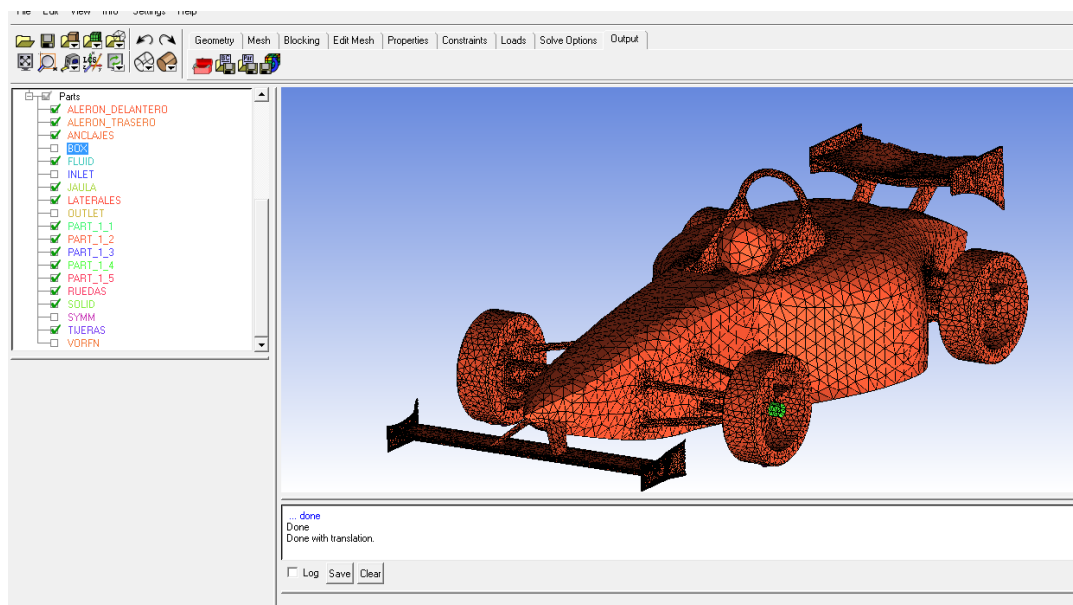
Figura 34. Generación de malla alrededor del Carro Final



Fuente: Ibíd.

A fin de reconocer las superficies en donde la malla hace punto de contacto con el elemento de estudio en la figura 35 se muestra la generacion de este proceso de manera sólida.

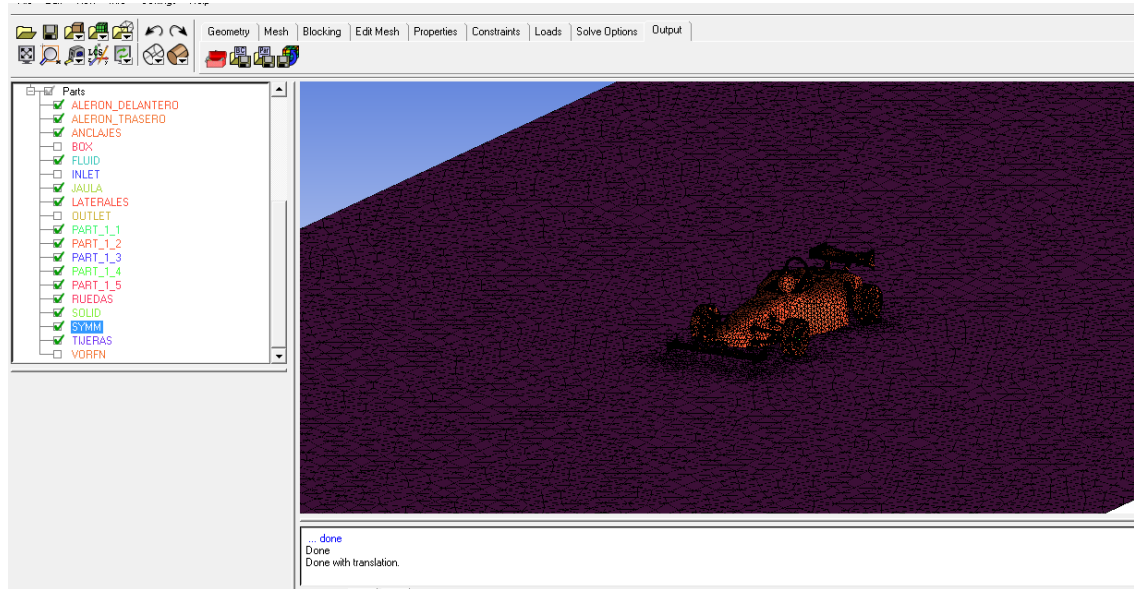
Figura 35. Enmallado sólido carro final



Fuente: Ibíd.

La superficie de color morado vista en la figura 36, actúa como simulación de pista para el vehículo y forma parte de la cara inferior del túnel de viento, puede ser activada en la casilla “SYMM” de la barra de partes ubicada al lado izquierdo de la pantalla en el programa ICEM CFD 14.5. Simulaciones con condiciones de pista permiten realizar análisis de desprendimiento de capa límite, comportamientos de flujo entre las ruedas del vehículo y el suelo, entre otros.

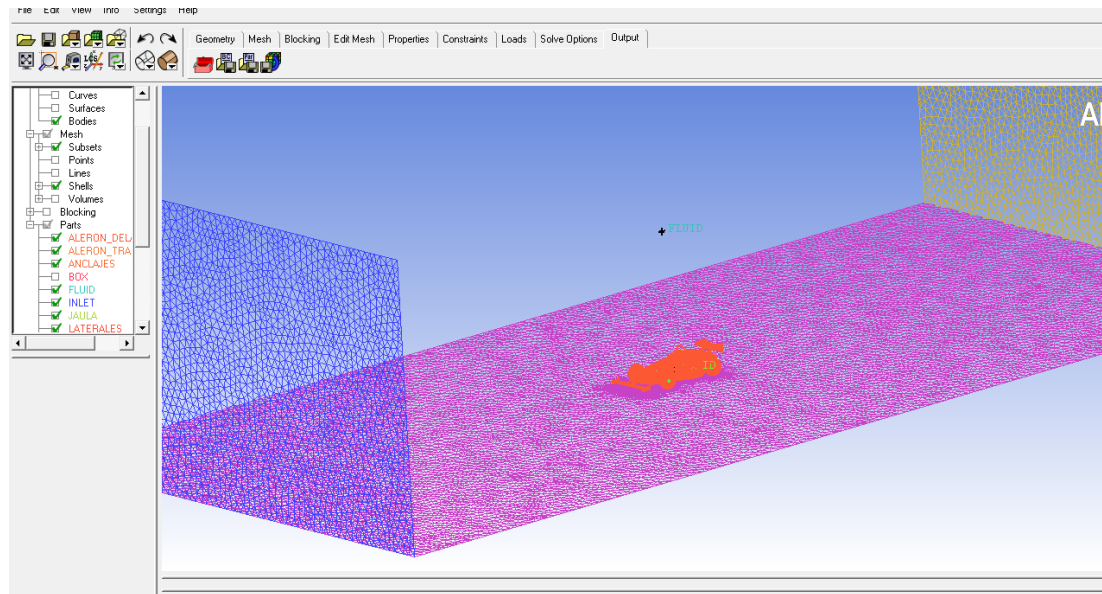
Figura 36. Enmallado sólido del carro final y cara inferior del túnel de viento



Fuente: Ibíd.

Al igual que la pista, las condiciones de contorno de entrada y salida son necesarias para la programación de parámetros y simulación en el proceso computacional como se muestra en la figura 37, las caras del túnel de viento frontal y posterior, de color azul y amarillo respectivamente actúan como topologías para la entrada y salida de flujo.

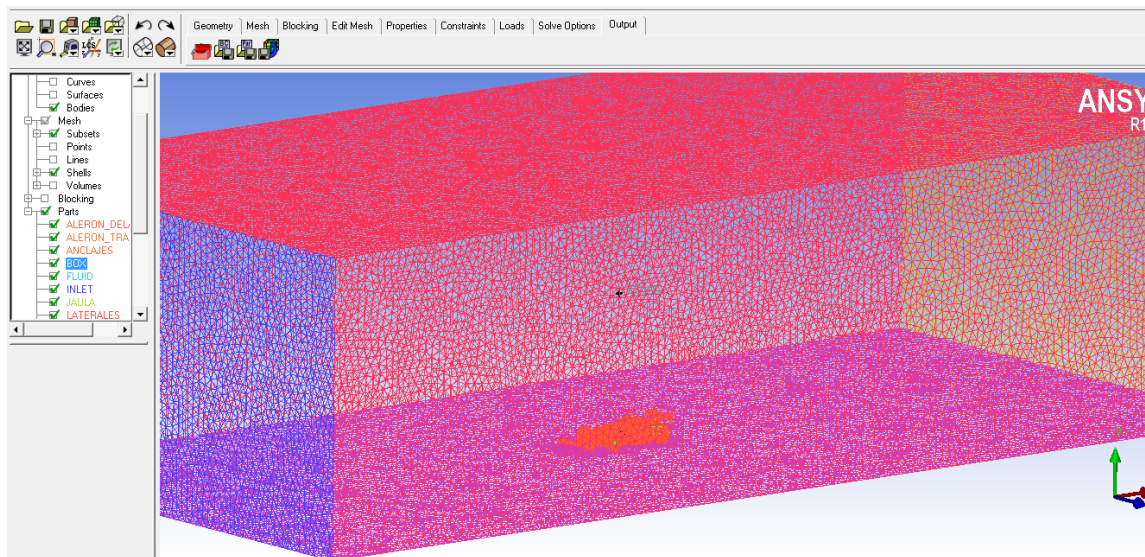
Figura 37. Enmallado de las condiciones de entrada y salida del túnel de viento



Fuente: Ibíd.

Para evitar error en la lectura de los datos, y que la física trabaje correctamente puesta a punto, se hace necesario tener unos límites de contorno para analizar el elemento al interior. Las caras laterales y superior, representadas de color fucsia como se muestra en la figura 38 hacen parte del túnel de viento virtual y actúan como pared. Las dimensiones totales del túnel son 42 metros de longitud y 220 m² de área.

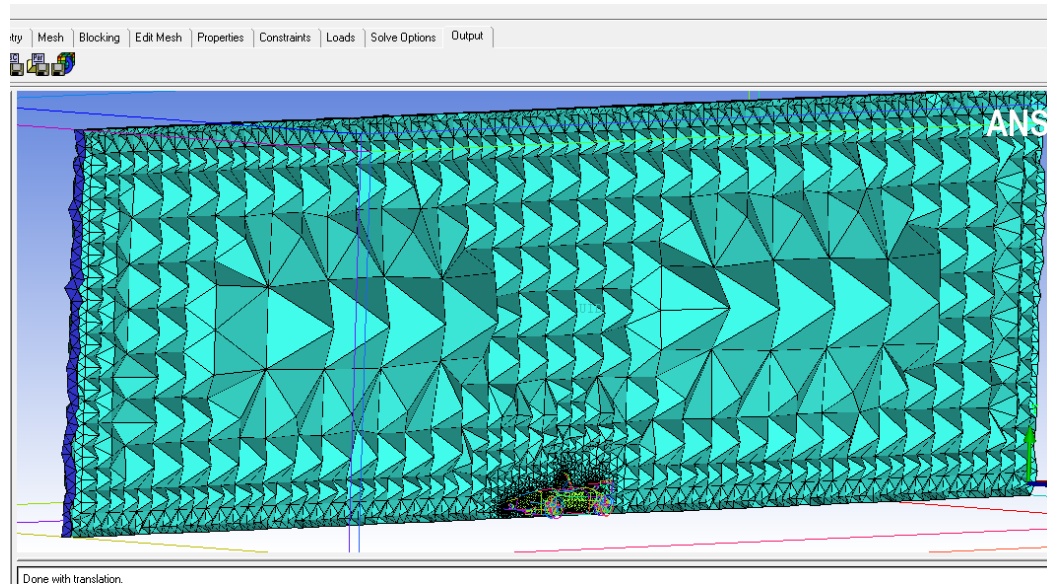
Figura 38. Enmallado del túnel de viento virtual y carro final en el interior.



Fuente: Ibíd.

Los volúmenes de malla contenidos dentro del túnel de viento son necesarios para detectar los fenómenos que ocurren a lo largo del vehículo a medida que pasa el flujo de aire. La figura 39 es el plano de corte en volumen sobre el carro, en donde se muestra una malla solida de tipo no estructurado, menos fina y con menor cantidad de nodos a lo largo del centro longitudinal del túnel de viento, esto con el fin de ahorrar gasto computacional y tiempo en lograr una convergencia durante la solución.

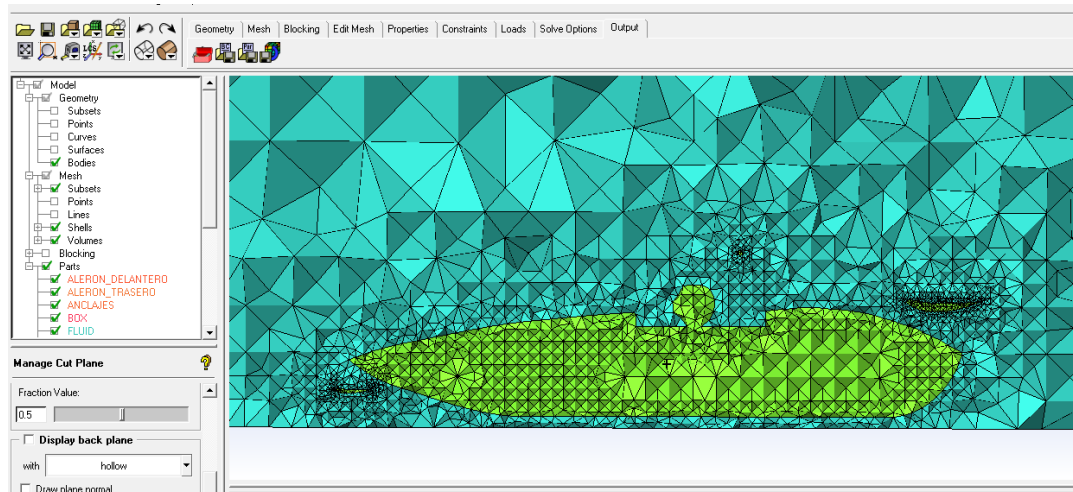
Figura 39. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro final



Fuente: Ibíd.

La malla distribuida sobre la superficie del carro es mas fina, para tener más puntos de análisis sobre el elemento de estudio, y detectar los fenómenos de trayectoria de partículas de aire. La siguiente figura muestra un plano de corte lateral en donde se muestra el tamaño de la malla alrededor del vehículo, las dimensiones específicas del enmallado están contenidas en el Anexo C como (part mesh setup) por su término en inglés

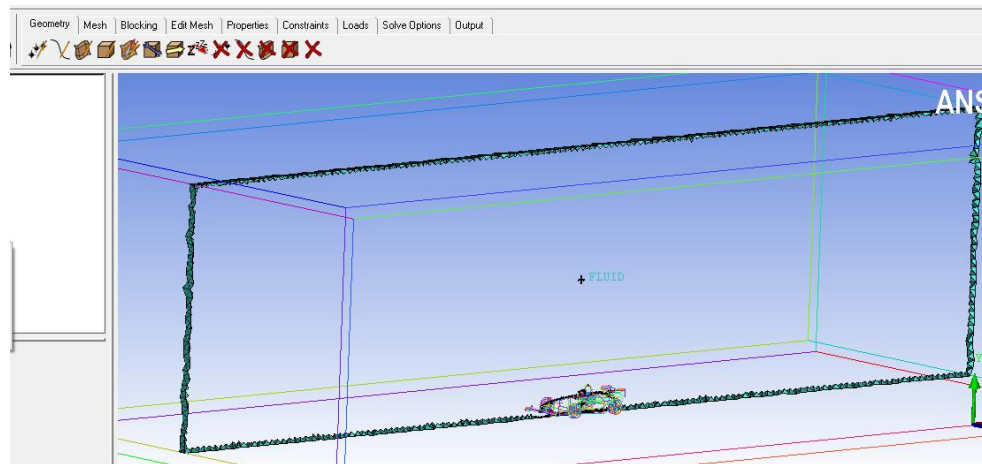
Figura 40. Vista lateral del plano de corte en volumen del carro final.



Fuente: *ibíd.*

La revisión de la calidad y ajustes más finos sobre la malla se pueden realizar con mayor claridad activando el comando (volumen bounds) por su término en inglés, que muestra solo los límites de volumen para identificar si la malla pasa sobre el contorno de la geometría de estudio, sin necesidad de dibujar tantos elementos de enmallado sobre la pantalla lo que se traduce en un ordenador lento y difícil de manejar.

Figura 41. Límites de volumen sobre el túnel de viento y el carro fina



Fuente: *Ibíd.*

Una vez enmallado los dos modelos, se procedió con la etapa de Iniciación del cálculo computacional, por medio de simulaciones a través del programa ANSYS *FLUENT*, para obtención de datos y gráficas de contorno.

4.1.3 Iniciación del cálculo computacional

La tercera fase de la resolución de un problema con *CFD* es la iniciación del problema físico. Cuando la malla se ha completado y se han impuesto correctamente los tipos de límites en las superficies y el tipo de continuidad en los volúmenes, es momento de exportar la malla de *ICEM* para leerla en el software *FLUENT*, donde tendrá lugar la iniciación de la simulación.

Antes de indicarle a *FLUENT* que empiece con el cálculo computacional es necesario hacer una serie de modificaciones para adaptar el problema físico a las necesidades de estudio, es decir definir el ambiente alrededor del diseño, por ejemplo, los parámetros de velocidad de entrada del aire, presión, densidad y viscosidad del aire etc.

Las simulaciones se hicieron bajo condiciones de pista del autódromo de Tocancipa en Cundinamarca, Colombia contenidas en la parte 2.1 “*Datos básicos de la pista*” de este documento.

El tipo de malla es solo uno para cada configuración del modelo, tal como se mostró en la sección anterior 4.1.2, al igual que la programación de las condiciones de ambiente para asegurar un criterio relativo entre todos y cada uno de los análisis basados en esta premisa para la iniciación del problema físico en *ANSYS FLUENT*. Los pasos detallados que hay que seguir para la programación de un cálculo computacional en *FLUENT* se encuentran contenidos en el anexo D.

Las simulaciones se realizaron para cada modelo a diferentes velocidades obteniendo un total de 12 cálculos que tomaron alrededor de 2 semanas de trabajo continuo matemático computacional en 5 ordenadores diferentes puestos a correr simultáneamente con el fin de obtener una solución que convergería para cada una de las velocidades propuestas.

No obstante cuando la solución ha convergido, los últimos valores de las variables se graban como la solución final. Para ser capaz de interpretar estos datos, es necesario ordenarlos y reducirlos a un tamaño comprensible. La visualización de los datos de la simulación se hizo mediante los gráficos de contorno para facilitar la comparación de las diferentes simulaciones entre ellas. Los gráficos y datos más representativos para cada modelo de estudio se describen en la siguiente sección

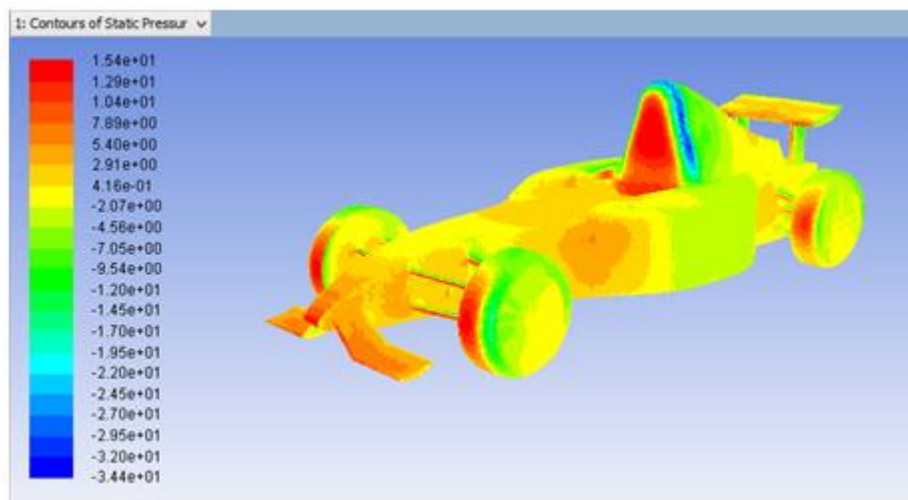
4.1.4 Análisis de resultados carro inicial y carro final

Con los resultados obtenidos tras la simulación en *FLUENT* se determina el comportamiento del flujo tanto en el carro inicial como en el final, se realiza un comparativo entre velocidades y presiones para ambos vehículos, en estos análisis se utilizó el aire como fluido de trabajo.

4.1.4.1 Carro Inicial presión estática

La forma más usual de visualizar los resultados es mediante graficas de contorno; en este subcapítulo se observan los cambios de presión estática en el carro inicial a diferentes velocidades. Es importante mencionar que el vehículo se simulo a las siguientes velocidades: 5.555 m/s , 11.111 m/s , 16.666 m/s , 22.222 m/s, 27.777 m/s , y 36.111 m/s pero solamente se mostrara los resultados de las velocidades de 5,555 m/s, 22,222 m/s y 36,1111 m/s ya que en ellas se pueden observar cambios significativos que aportaran mejoras del vehículo. En la gráfica 37 se puede observar que la presión varia en un rango de -34 a 15 Pascales aproximadamente en donde la mayor presión se presenta en el habitáculo del piloto y las ruedas con valores de 15 pascales. Para velocidades de 22,222 m/s y 36,1111 m/s se observan que las mayores presiones oscilan en un valor de 247 y 650 respectivamente; la condición se presenta en las ruedas delanteras por estar en contacto directo con el aire, ésta resistencia generada sobre las ruedas es inevitable pero si reducible si se implementan elementos aerodinámicos que corrijan esta condición. En el caso de los alerones la fuerza aerodinámica de sustentación negativa, que es producto de la fuerza resultante de presión tiene un valor de 78 pascales para la gráfica 37, mientras que para el alerón trasero la mayor fuerza es generada sólo en el borde de ataque con un valor de 13 pascales.

Gráfica 37. Presión estática carro inicial a 5,55 m/s

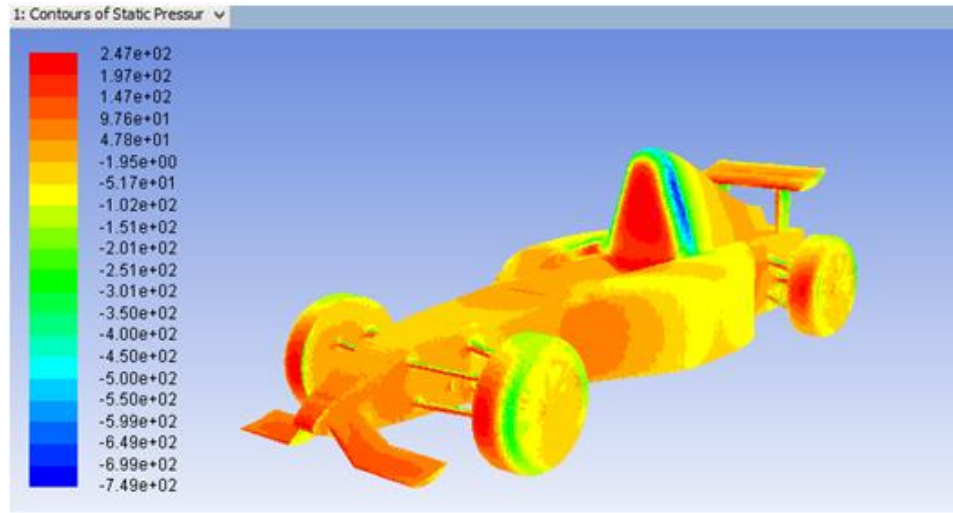


Fuente: *Ibíd.*

Para la velocidad de 22,222 m/s se tiene que la presión aumenta a un valor de 247 Pascales para zonas como el habitáculo del piloto, generando una condición aerodinámica negativa por ser éste un lugar donde no se requiere altas fuerzas de presión. En otras palabras lo que se busca es tener una baja resistencia en partes como estas para lograr alcanzar altas velocidades en rectas. Por otro lado las bajas presiones se encuentran solo en una parte reducida inmediatamente detrás del

habitaculo del piloto esto se debe a la forma aerodinamica y contornos que este posee.

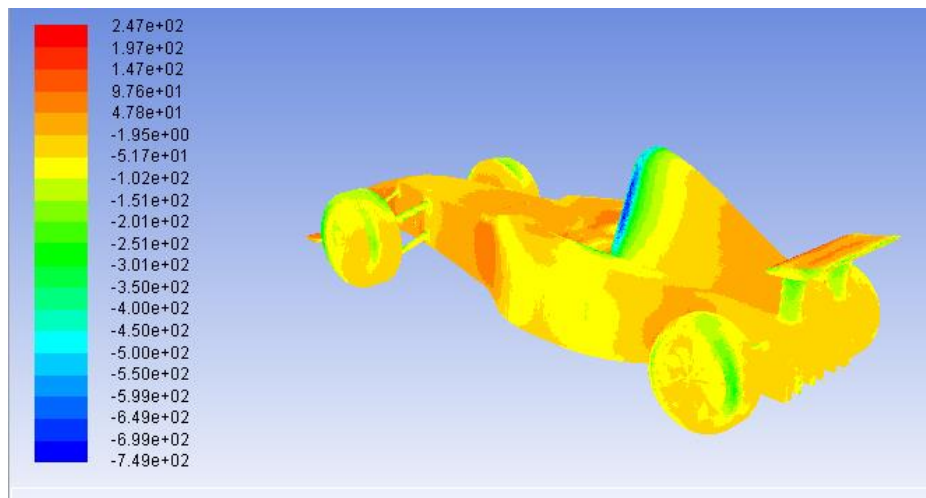
Gráfica 38. Presión estática carro inicial a 22,222 m/s



Fuente :Ibíd.

Ahora bien si se quiere analizar la sección trasera y en específico el alerón se tiene que éste genera una fuerza de 47 Pascales sobre la superficie, que es tan solo el 19% de la fuerza que se podría generar a esta velocidad; recordando que el mayor valor de presión estática es de 247, por lo que se puede concluir que no se está aportando la fuerza necesaria sobre la sección trasera del vehículo.

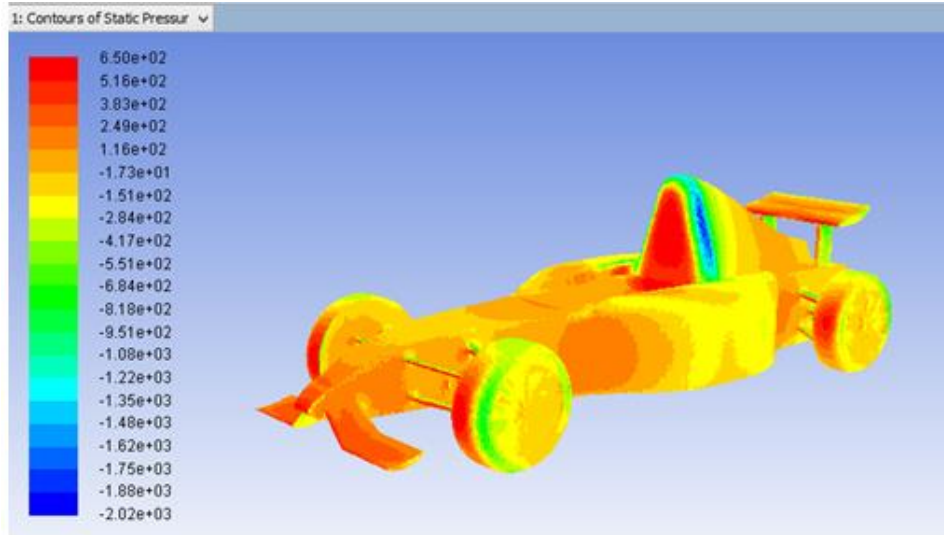
Gráfica 39. Presión estática a 22,222 m/s visualización posterior.



Fuente: Ibíd.

La gráfica 40 muestra el carro inicial simulado a una velocidad de entrada correspondiente a 36,111 m/s. En esta gráfica se evidencia una concentración de presión en el borde de ataque del alerón trasero de 650 Pascales, además de las condiciones ya descritas en las gráficas inmediatamente anteriores; Así que por lo pronto se tuvo que considerar cambios para mejorar estas condiciones negativas que se presentaron y tener claro que cualquier implementación iniciando desde el alerón delantero tendría un impacto sobre toda la eficiencia del vehículo.

Gráfica 40. Presión estática carro inicial a 36,111 m/s

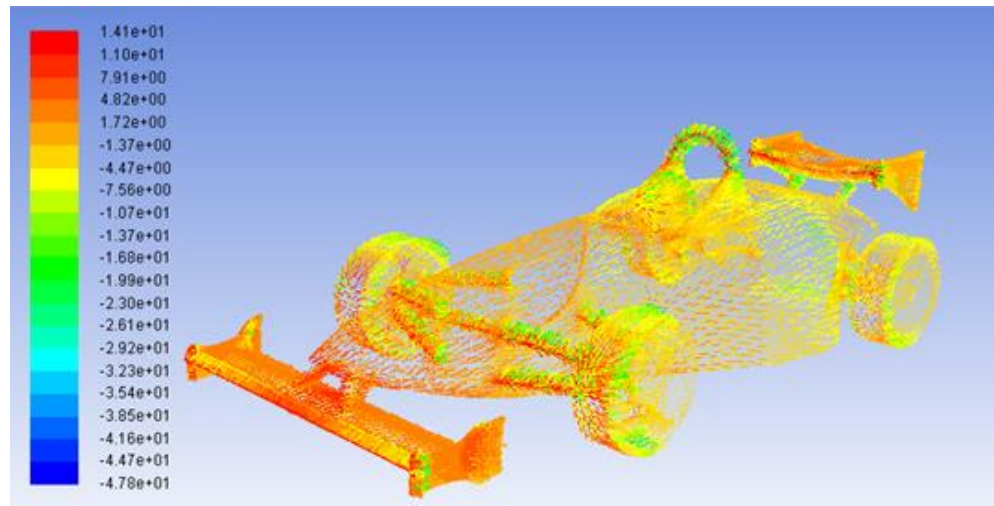


Fuente: Ibíd.

4.1.4.2 Carro final presión estática

A continuación se muestran las gráficas de vectores de trayectoria para el vehículo final luego de implementar los cambios que se consideraron pertinentes. En las gráficas 41,42 y 43 se observa que las mayores presiones estáticas están en las superficies aerodinámicas. Estas fuerzas resultantes de presión hacen que tanto alerón trasero como delantero generen fuerzas aerodinámicas para mantener el vehículo adherido al piso.

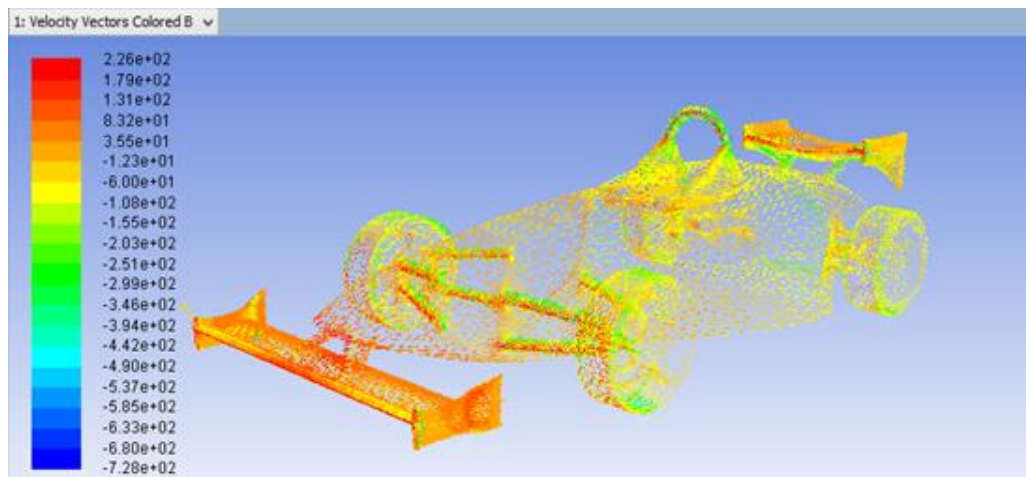
Gráfica 41. Presión estática para vehículo final a 5,555 m/s



Fuente: *Ibíd.*

Para el caso específico a velocidades de simulación de entrada de 22,222 m/s se tiene en la parte superior valores de 179 pascales mientras que en la parte inferior predominan valores entre 60 y 108 pascales, se nota entonces que el intradós está soportando mayor presión que el extradós por tanto hay una fuerza de succión hacia el lado de baja presión que hace que los alerones tiren hacia asfalto

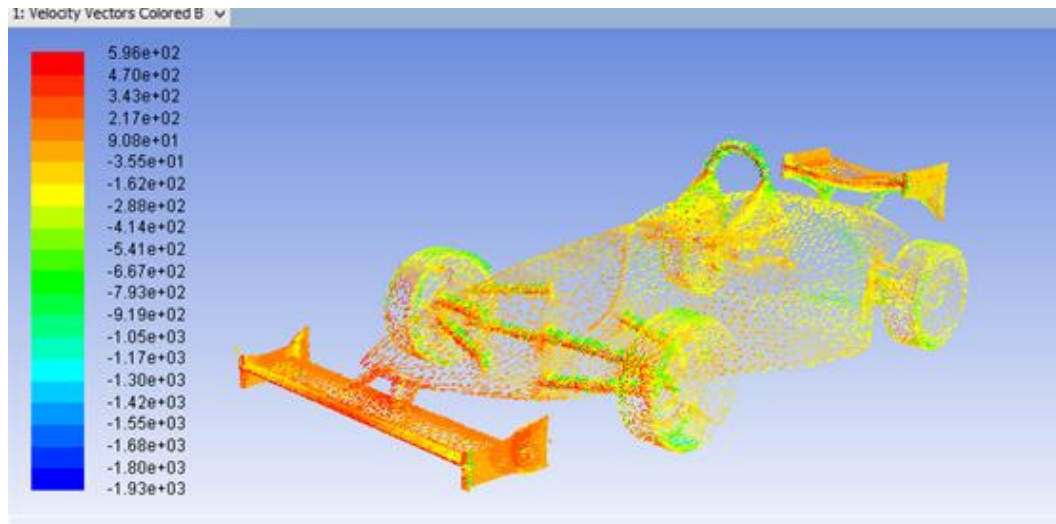
Gráfica 42. Presión estática para vehículo final a 22,222 m/s



Fuente: *Ibíd.*

En el vehículo final simulado a 36.111 m/s se tiene que la presión aumenta un poco más del doble con respecto a la simulación que se tuvo a 22.222 m/s. La mayor fuerza que se genera es de 343 pascales aproximadamente para el área de alerón trasero y delantero.

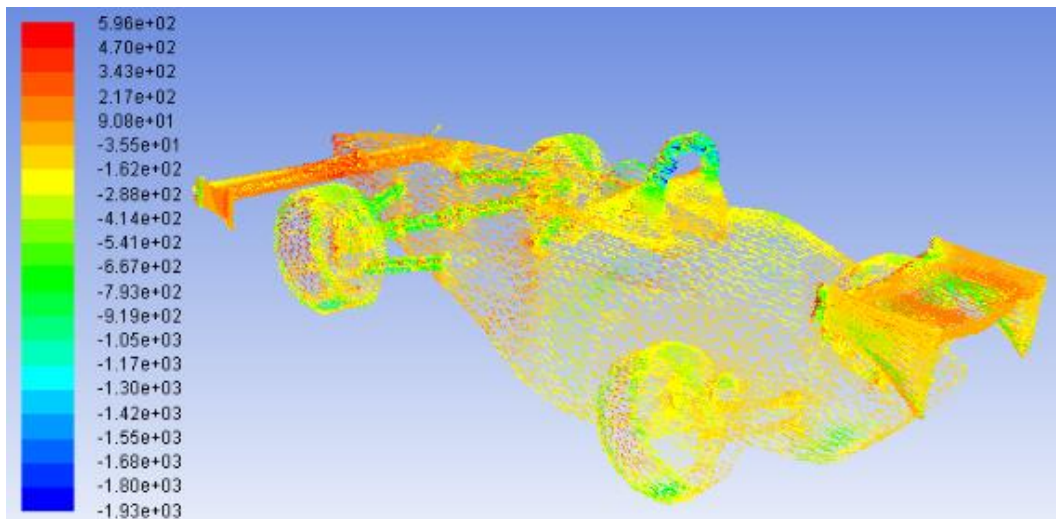
Gráfica 43. Presión estática para vehículo final a 36,111 m/s



Fuente: *Ibíd.*

La implementación de las derivas laterales en el alerón trasero canalizan el flujo para que éste se concentre sobre toda la superficie del intradós, generando fuerzas de 217 pascales y cambiando evidentemente la condición negativa que se tenía en el carro final para esta misma sección de análisis. Por otro lado las presiones elevadas que el vehículo inicial generaba en los neumáticos se reducen de forma proporcional, a diferencia de los resultados obtenidos para el carro inicial

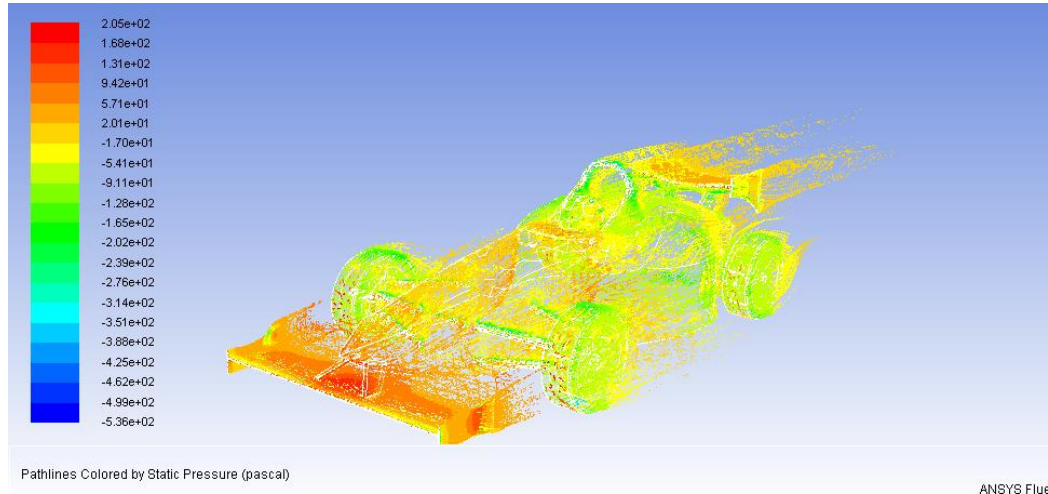
Gráfica 44. Presión estática para parte trasera a 36,111 m/s



Fuente: *Ibíd.*

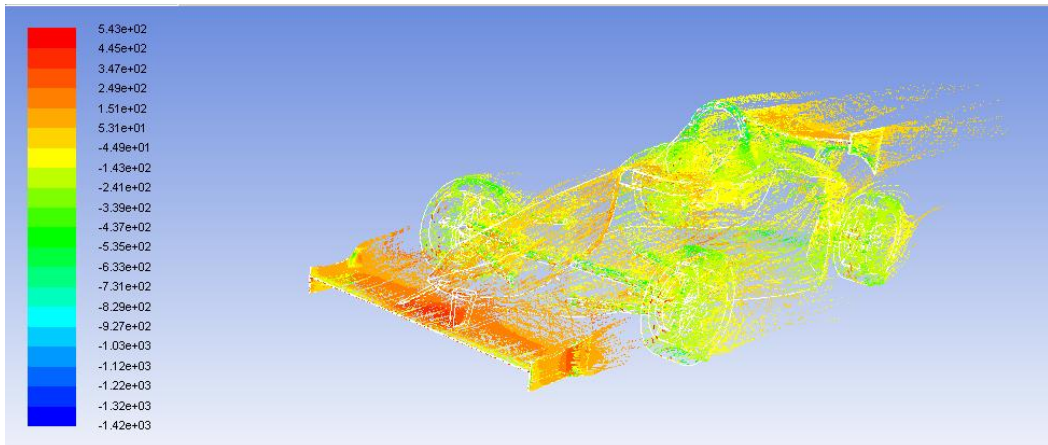
La grafica 45 y 46 permiten visualizar el comportamiento del flujo sobre el vehículo final, dicho comportamiento es de manera laminar para el alerón delantero por ser ésta la primera superficie en contacto con el fluido, por otra parte en el habitáculo del piloto no se presentan puntos de estancamiento como ocurría en el carro inicial lo que permite el paso de flujo hacia la parte trasera del vehículo en donde se genera flujo turbulento.

Gráfica 45. Trayectoria del flujo a 22,222 m/s carro final



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 46. Trayectoria de flujo a 36,111m/s carro final

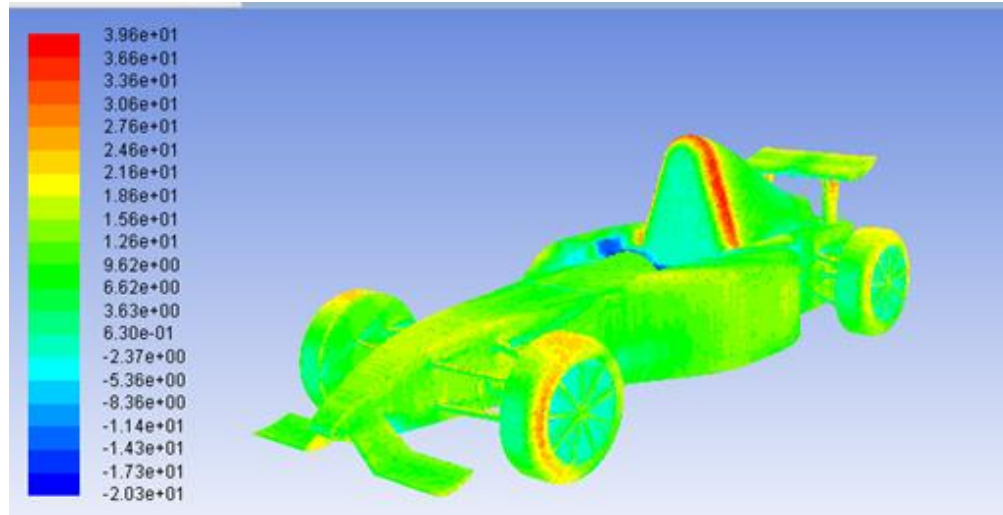


Fuente: *Ibíd.*

4.1.4.3 Velocidad Carro inicial y carro final

En la siguiente sección se muestran los cambios de velocidad en x. En la gráfica 47 analizando el comportamiento de la velocidad respecto a un punto local se tiene que en el habitáculo están las velocidades más bajas debido a las altas presiones que se generaron en esa zona descritas anteriormente en la gráfica 38 por lo que se puede decir que el flujo no corre de manera libre hacia la parte trasera del vehículo

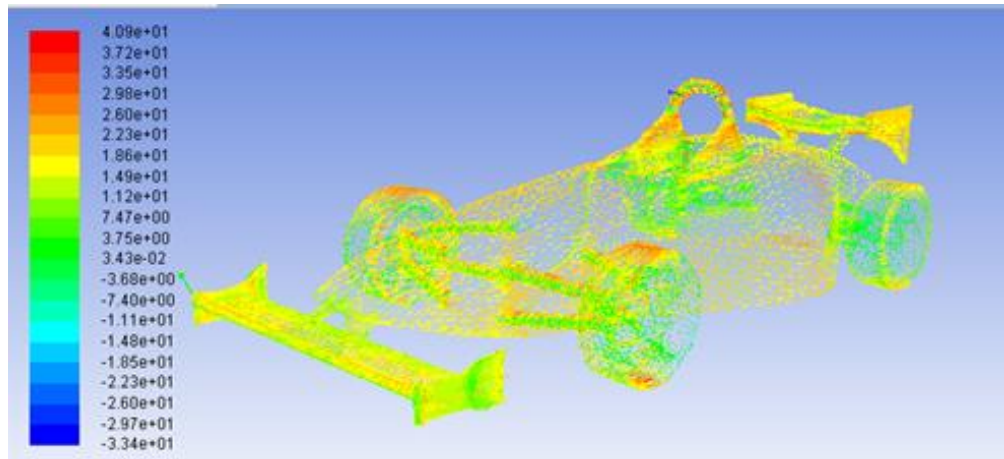
Gráfica 47. Cambios de velocidad carro inicial a 22,22 m/s



Fuente: *Ibíd.*

A diferencia del vehículo inicial en la gráfica 48, se observa que las bajas velocidades no están presentes en el habitáculo, mientras que en los alerones tanto trasero como delantero la velocidad disminuye, esta condición refleja la no proporcionalidad que se tiene respecto a la presión.

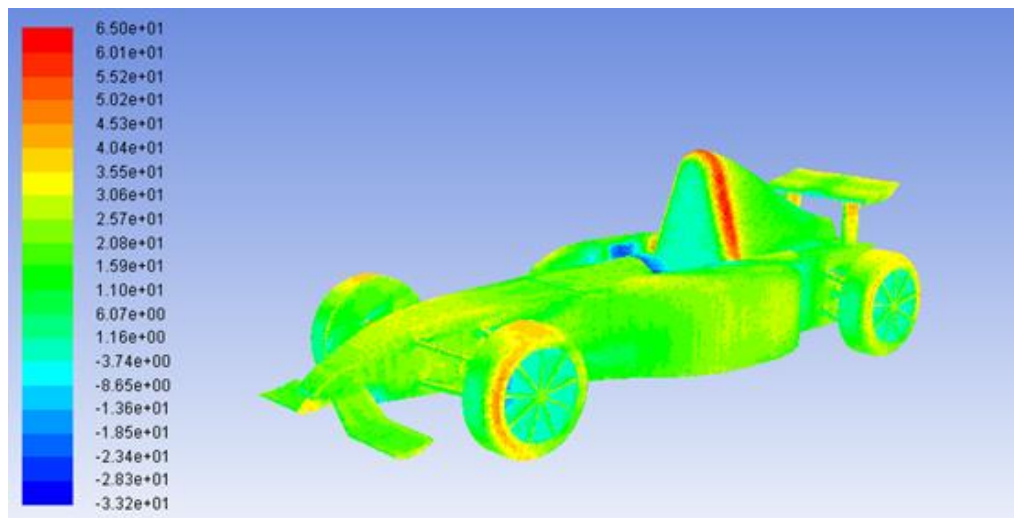
Gráfica 48. Cambios de velocidad para carro final a 22,222 m/s



Fuente: *Ibíd.*

De la gráfica 49 se puede evidenciar que a lo largo de todo el vehículo la velocidad es casi la misma con un valor promedio de 20.8 m/s, debido a los pocos aportes aerodinámicos que se presentara este carro inicial.

Gráfica 49. Cambios de velocidad carro inicial a 36,1111 m/s

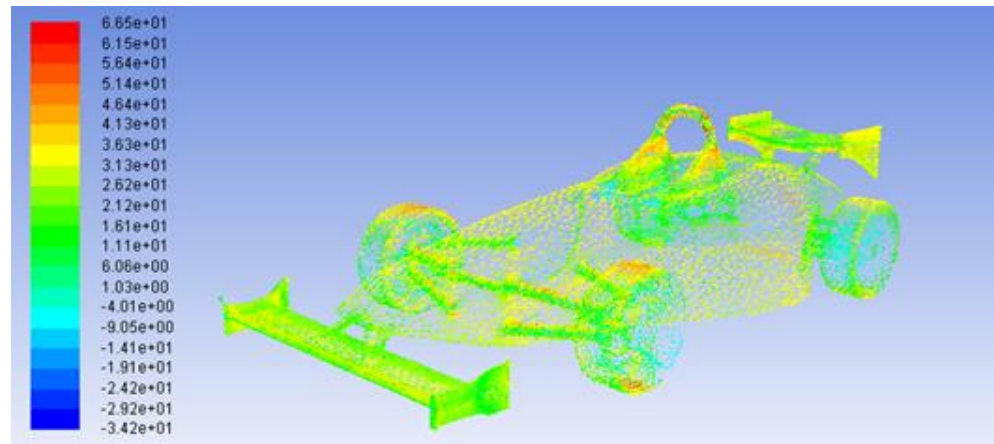


Fuente: *Ibíd.*

También es interesante ver lo que sucede con la velocidad en el carro final para una condición de simulación de entrada a 36.111 m/s; En las superficies aerodinámicas se encuentran velocidades bajas en comparación con todo el vehículo debido a las altas fuerzas de presión que se generan, por otro lado los puntos de contacto que hacen parte del encarenado del habitáculo alcanzan velocidades de 56.4 m/s

aproximadamente, condición que efectivamente aumenta el rendimiento y paso de flujo hacia el alerón trasero.

Gráfica 50. Cambios de velocidad carro final a 36,111 m/s



Fuente: Ibíd.

5. ANALISIS AERODINÁMICO EXPERIMENTAL DE LOS VEHICULOS

El método experimental busca evidenciar que tan efectivas serán las superficies seleccionadas y los efectos del aire en cada vehículo para predecir las fuerzas aerodinámicas presentes, de esta manera realizar un análisis basado en la combinación de las herramientas computacionales y experimentales, para adoptar correcciones necesarias hacia un modelo final.

Los túneles de viento generalmente cuentan con 3 secciones principales, la primera es la sección de entrada en la cual el tamaño de la malla es amplia y fina donde se succiona el flujo de aire que pasa a lo largo del túnel y se acelera justo antes de pasar por la sección de prueba; que es donde se coloca el elemento a analizar, en este caso los dos vehículos de estudio, la última etapa es un difusor de gran tamaño capaz de reducir la velocidad del aire que entra en el ventilador. Cabe comentar que el área transversal de la sección de prueba de un túnel de viento es la menor de todo el conjunto, por lo que la presión será mínima y la velocidad máxima según la ecuación de Bernoulli. En el resto del túnel las condiciones de velocidad y presión serán diferentes.

En túneles de viento, el manejo de modelos a escala conlleva a problemas derivados del análisis dimensional. Por ello es substancial estudiar las condiciones que se deben cumplir para que los resultados obtenidos en las pruebas con un prototipo escalado sea lo más similar posible a la realidad.

Las ideas de Análisis Dimensional se incorporan formalmente y son derivadas en el teorema pi de Buckingham, que describe las variables físicas en términos de dimensiones fundamentales. En el caso concreto de las pruebas aerodinámicas en el túnel de viento, el downforce (fuerza de sustentación negativa que hace que el vehículo se adhiera al piso) depende y puede variar respecto a las variables independientes de viscosidad, longitud del cuerpo, compresibilidad del fluido, densidad y velocidad de la corriente. Por tanto éste teorema pretende dar una intención de reducción de variables, y como resultado de ello se obtiene los parámetros de similitud adimensionales dominantes que rigen la dinámica de los fluidos, ellos son el número Reynolds y el número Mach, de los cuales su importancia será estudiada en las pruebas.

5.1 LIMITANTES

En la aerodinámica de los vehículos la importancia de los túneles de viento es elevada, pues si bien es cierto los programas de dinámica de fluidos computacional resuelven los problemas sencillos con bastante rapidez y economía, estudios alrededor del mundo han demostrado que obtener sólo análisis en CFD aún dificulta simular condiciones reales con totalidad veracidad en problemas tan complejos como un vehículo completo de Fórmula 1, por tal razón en la actualidad todavía se siguen usando los túneles aerodinámicos.

En túneles de viento, debido a que la sección de prueba es menor; la condición de flujo simulada no es tan efectiva como las pruebas en pista real, por el efecto de pared que genera el túnel, que generalmente introduce errores en el comportamiento del flujo.

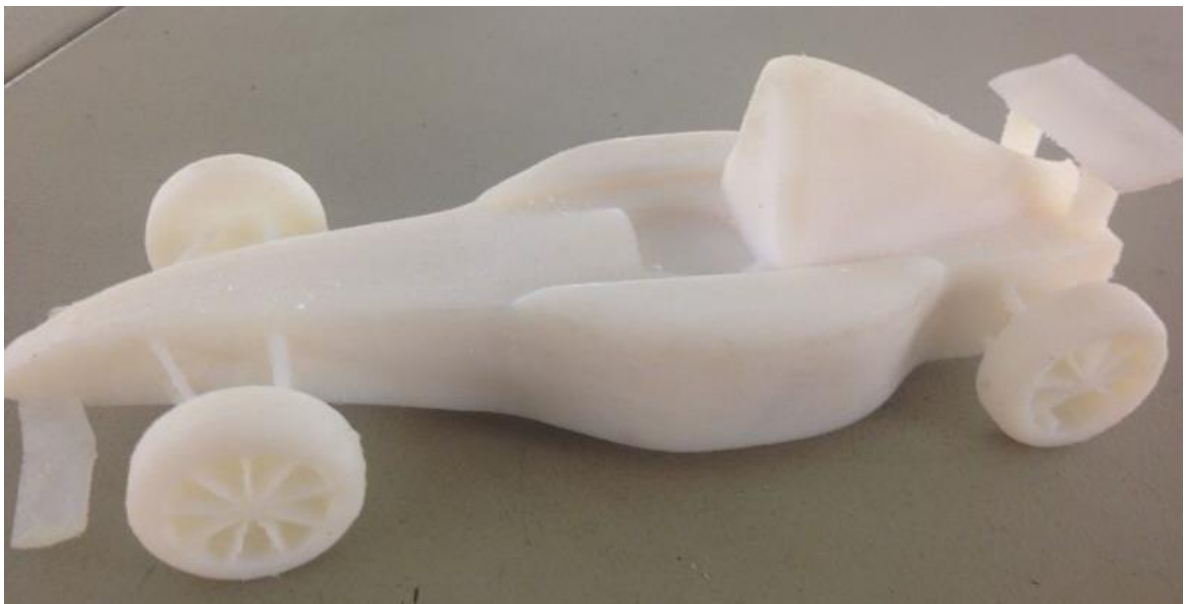
Realizar pruebas experimentales requiere entonces, reconocer aspectos fundamentales y limitantes del equipo con el que se va a trabajar. El túnel de viento que se usó se encuentra en la Fundación Universitaria Los Libertadores, fabricado por la empresa TELSAT Aerospace, de tipo subsónico y ciclo abierto. A continuación se describen algunas dimensiones relevantes y límites de operación del túnel de viento, tomados por el manual de uso de la empresa fabricante.

- El tamaño de la sección de pruebas del túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores cuenta con un área frontal de $0.2501m^2$, lo que condiciona el tamaño del prototipo.
- El túnel de viento alcanza un máximo de 1800 rpm
- la potencia disponible con la que cuenta el túnel de viento es alrededor de 25 HP que produce una velocidad aproximada de 41m/s y un Reynolds de 3.3×10^6
- La balanza “AFA3 Three-Component Balance” cuenta con un módulo de medición de fuerzas, con dimensiones de (0.14x0.12x0.45) m ancho, alto y largo respectivamente y soporta un peso de hasta 3.5 kg, no obstante las dimensiones y el peso del prototipo son mayores que el módulo de medición de fuerzas, por la balanza no se puede utilizar.
- La sección de pruebas tiene 1.40 metros de longitud. El ancho y el alto varían de 0.60 a 0.62 metros y 0.40 a 0.42 metros respectivamente.

5.2 PRUEBAS EN EL TUNEL DE VIENTO PARA CARRO INICIAL

El prototipo del vehículo inicial – figura 42 se encuentra a escala 1:12. Las dimensiones máximas de longitud, ancho y alto son (0.17 x 0.067 x 0.054) metros respectivamente. A continuación se muestra la impresión en 3D del prototipo físico en material ABS (Acrylonitrile butadiene styrene) por sus siglas en inglés sus propiedades son resistencia a la temperatura y dureza²¹, éstas características pueden ser modificadas y dependen directamente de la relación de mezcla entre los compuestos químicos.

Figura 42. Prototipo en 3D del carro inicial



Fuente: Ibíd.

Como ya se mencionó en la sección inmediatamente anterior, en túneles de viento el manejo de modelos a escala conlleva a problemas derivados del análisis dimensional.

Producto del análisis dimensional y para cumplir parámetros de similaridad, la siguiente ecuación representa la igualdad del número Reynolds para dos elementos geoméricamente equivalentes

²¹ ALONSO, Mariano, Tecnología de los plásticos, 2011 [En línea] Disponible en < <http://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/06/abs.html> >[Consulta: Martes, 27 de Mayo del 2014].

Ecuación 26. Igualdad Numero Reynolds para elementos similares

$$\frac{\rho_1 * v_1 * C_1}{\sqrt{T_1}} = \frac{\rho_2 * v_2 * C_2}{\sqrt{T_2}}$$

Fuente: Anderson, John D, *Fundamentals of Aerodynamics*. Editorial Mc Graw-Hill
Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, Publisher 1991, P 39.

Donde ρ_1, v_1, C_1, T_1 representa densidad, velocidad, longitud del cuerpo y temperatura respectivamente, para el elemento con dimensiones reales. Los parámetros con subíndice 2 representan las mismas condiciones de densidad, velocidad, longitud del cuerpo y temperatura para un prototipo a escala.

De la ecuación 26 es posible calcular la velocidad requerida en una prueba en túnel de viento para simular por ejemplo una condición del vehículo real a 16.6666 m/s, reemplazando se tiene:

$$\frac{0.9472 \text{ Kg/m}^3 * 16.6666 \frac{\text{m}}{\text{s}} * 1}{\sqrt{287.15 \text{ K}}} = \frac{0.9375 \text{ Kg/m}^3 * V_2 * 1/12}{\sqrt{286.15 \text{ K}}}$$

Los parámetros son tomados bajo condiciones de pista del autódromo de Tocancipá en Cundinamarca, Colombia contenidas en la parte 2.1 “Datos básicos de la pista” de este proyecto que es el lugar donde está programada la competencia, por otro lado los valores del modelo a escala representados al lado derecho de la ecuación después de la igualdad, son valores para Bogotá, Colombia debido a que allí se encuentra instalado el túnel de viento donde se realizaron las pruebas.

Despejando V_2 se tiene:

$$V_2 = \frac{\sqrt{286.15 \text{ K}} * 0.9472 \text{ Kg/m}^3 * 16.6666 \text{ m/s} * 1}{\sqrt{287.15 \text{ K}} * 0.9375 \text{ Kg/m}^3 * 1/12}$$

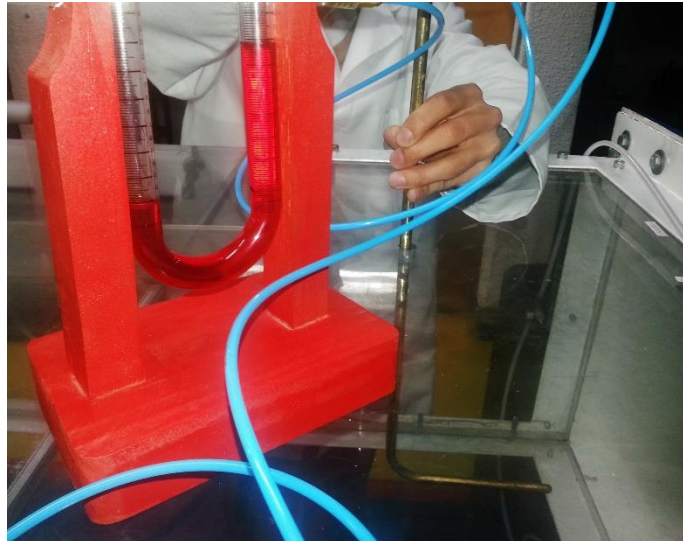
$$V_2 = 201.7055 \text{ m/s}$$

Con el propósito de coincidir el parámetro de similaridad de Reynolds entre el vehículo real en pista corriendo a 16.6666 m/s y el prototipo escalado se hace necesario utilizar una potencia para alcanzar una velocidad de 201.7055 m/s en el túnel de viento.

Como precaución y antes de poner en funcionamiento el túnel de viento, es importante asegurarse de que el modelo este bien asegurado para limitar en lo posible el tamaño de la capa limite que se desarrolla entre la parte inferior del túnel y el vehículo pues podría desprender el elemento en velocidades de flujo elevadas, también es necesario verificar que no haya objetos sueltos dentro de la sección de pruebas y que los broches de la tapa superior estén ajustados.

Una vez realizado el montaje se procedió a encender el túnel de viento con operación máxima de 1800 rpm, para saber cuánta velocidad logra tener la sección de pruebas, la medición de la velocidad se realizó por medio de una sonda de tubo pitot-estatica y un manómetro inclinado de agua. En la figura 43 se muestra el diferencial de alturas obtenido durante la medición con el túnel en operación a 1800 rpm.

Figura 43. Medición de la velocidad de entrada en el túnel



Fuente: Autores del proyecto

Una vez obtenido el diferencial de alturas producto de la medición y cuyo valor fue 7.7mm se realizó el cálculo por medio de la siguiente ecuación:

Ecuación 27. Medición de la velocidad del aire en la sección de pruebas

$$v = \sqrt{\frac{2 \rho_{fl} * g * \Delta h}{\rho_{air}}}$$

Fuente: TELSAT, Aerospace - Manual de uso túnel de viento, p 15.

Donde ρ_{fl} es la densidad del fluido (en este caso agua), g representa la gravedad, Δh la diferencia de alturas dada por el manómetro y ρ_{air} la densidad del aire en Bogotá.

Remplazando la ecuación 27 se obtiene:

$$v = \sqrt{\frac{2 \left(1000 \frac{kg}{m^3} \right) * \frac{9.82m}{s^2} * 0.077m}{0.9375 \frac{kg}{m^3}}}$$

$$v = 40.1583 \text{ m/s}$$

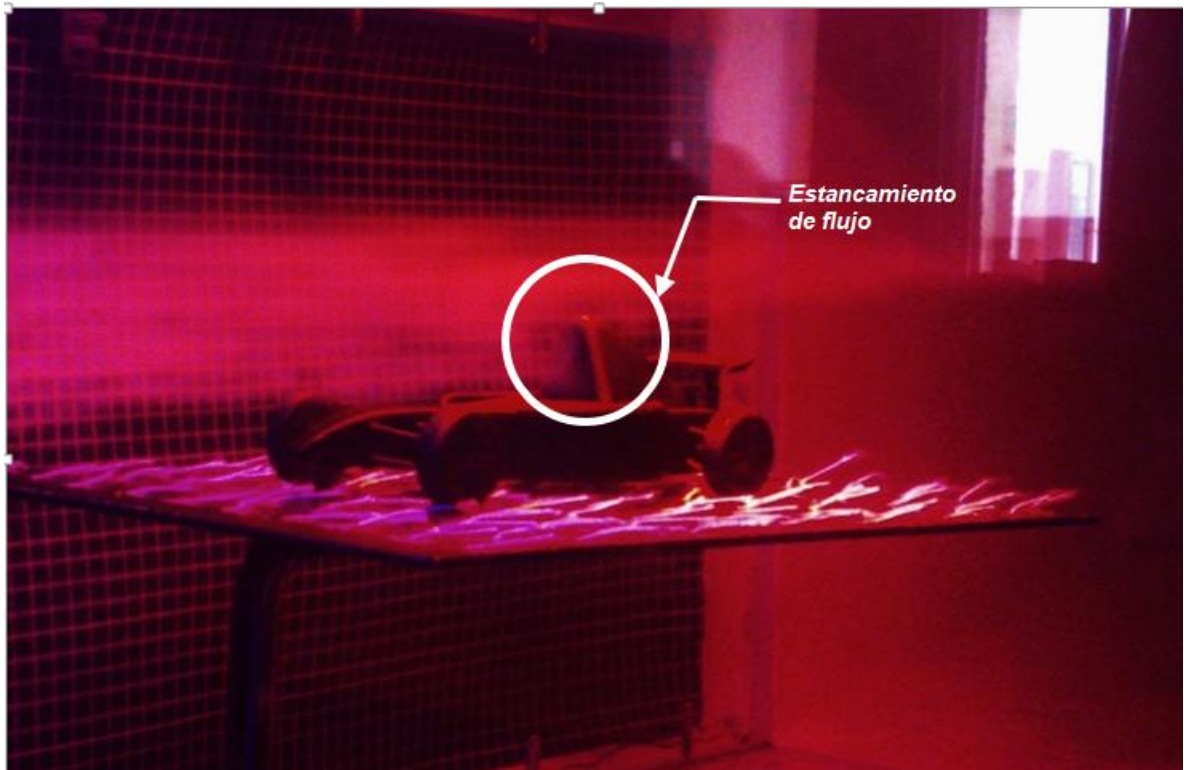
Efectivamente se comprobó que la velocidad de flujo del aire dentro de la sección de pruebas a 1800 rpm es entonces 40.16 m/s, el cual es un valor muy cercano a de las especificaciones de operación máxima encontradas en el manual de uso del túnel de viento TELSAT Aerospace.

El objetivo inicial es reducir tanto el tamaño del prototipo como la velocidad del aire que está relacionada con la potencia del ventilador del túnel, para que las pruebas sean menos costosas y más rápidas. No obstante, el principal problema, radica en la dificultad de que el número Reynolds (Re) y numero Mach (M) del prototipo coincida con las condiciones Re y M a las que se encontrará el vehículo real. En este caso el número Mach no es relevante, debido a que la máxima velocidad que el vehículo puede alcanzar nunca pasa del régimen subsónico.

A causa de la alta velocidad que se necesita para tener condiciones similares entre los números de Reynolds del vehículo real y el escalado, el presente modelo inicial solo permite tener una aproximación visual a lo largo del cuerpo por ser tan pequeño en escala, éste método de visualización sirve para localizar los puntos de separación de flujo y otros fenómenos mediante el uso de inyectores de humo y una lámpara de luz roja para contraste en donde se logra ver las líneas de corriente con mayor claridad.

A continuación se muestra el prototipo inicial pintado de color negro para mejor visualización, montado en una base con el fin de simular la pista y el flujo que pasa a lo largo del cuerpo sobre la sección de pruebas del túnel de viento.

Figura 44. Visualización de flujo en túnel de viento para el carro inicial



Fuente: *Ibíd.*

Uno de los efectos que se produjo durante la realización de la prueba fue el estancamiento de flujo en el habitáculo del piloto señalada con un círculo en la figura 44, lo que permitió realizar cambios significativos en el modelo posterior, ya que la velocidad en esta sección era nula y no se aprovechaba los efectos del fluido en la parte trasera del vehículo. En la parte delantera y en general a lo largo del vehículo el flujo se comportaba laminar, no obstante sobre las ruedas se generaba flujo cruzado y turbulencia desde el inicio del cuerpo lo que llevo a considerar implementación de superficies aerodinámicas que corrigieran esta condición. La escala de este modelo no es la más apropiada, pues es difícil visualizar los fenómenos que ocurren entre el fluido y el cuerpo por lo que cambios aerodinámicos realizados en las superficies del carro, además del aumento de escala serán tenidos en cuenta en la impresión del siguiente modelo de estudio al cual se le dará un mayor enfoque y análisis descriptivo.

5.3 PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO PARA EL CARRO FINAL

El prototipo del vehículo final en la figura 45 se encuentra a escala 1:6. Las dimensiones máximas de longitud, ancho y alto son (0.66 x 0.28 x 0.20) m respectivamente. A continuación se muestra el prototipo físico en 3D, impreso en material ABS. Este modelo fue realizado en dos secciones debido a que las dimensiones sobrepasaban el área de trabajo de la impresora, sin embargo se diseñaron los acoples entre las piezas para garantizar la estabilidad del mismo.

Figura 45. Prototipo en 3D del carro final



Fuente: Ibíd.

Como se evidenció en la sección 2.1 “Pruebas en túnel de viento para el carro inicial”, los ensayos con modelos muy pequeños, hacen que el Reynolds cambie en comparación con el vehículo real, la consecuencia de esto, puede hacer que los resultados conseguidos en el túnel no sean representativos.

Si bien es cierto el número de Reynolds establece el producto de la velocidad del aire y la longitud característica, que en este caso de estudio es el vehículo. Por ejemplo, si se reduce el tamaño del prototipo a la mitad, la longitud característica del Reynolds se reduce a la mitad y por tanto se debería duplicar la velocidad del aire para que el número de Reynolds no cambie. Sin embargo, en pruebas en túnel de viento lo habitual es que no se aumente tanto la velocidad del aire por la gran potencia que necesitaría el ventilador.

Debido a la restricción de área frontal descrita en la parte 5.1 “Limitantes” las dimensiones del prototipo no pueden ser más de las establecidas, pues no es conveniente tener un modelo físico con mayor escala debido a la interferencia que se puede ocasionar con las paredes de la sección de pruebas. Lo que se busca es tener un perfil de flujo lo más similar al real.

Al igual que con el modelo inicial, por medio de la ecuación 26 se determinó las velocidades que deberían ser necesarias en el túnel de viento para simular velocidades a las que estará sometido el vehículo real si se pretende cumplir el parámetro de similitud de Reynolds, resultado del análisis dimensional.

Tabla 31. Velocidades requeridas por el túnel de viento para simulación

Velocidad del túnel (m/s)	Velocidad Real (m/s)
33,6205	5,5555
67,2416	11,1111
100,8622	16,6666
134,4833	22,2222
168,1038	27,7777
218,5356	36,1111

Fuente: Ibíd.

Según la tabla 31, por ejemplo para el vehículo real que corre a 16.6666 m/s es necesario utilizar una potencia del ventilador que alcance una velocidad de 100.8622 m/s en el túnel, para asegurar que los dos flujos sean dinámicamente similares.

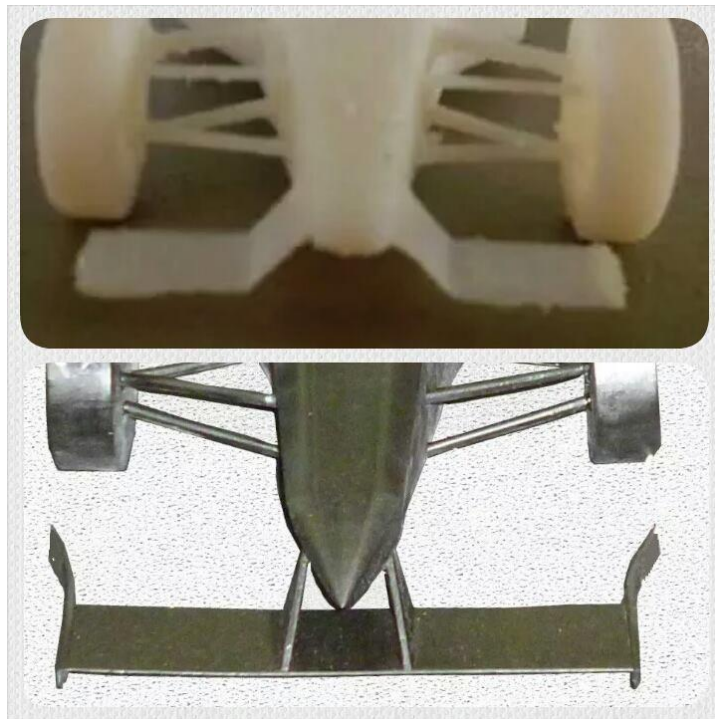
No obstante solo es posible realizar pruebas simulando velocidades en túnel de viento de aproximadamente 40.1583 m/s que equivalen a 6.6358 m/s en el vehículo real a escala 1:1; Esto es por la limitante de potencia máxima con la que cuenta el túnel descrita en la sección 5.1.

Las pruebas se realizaron con el prototipo pintado de color negro y en la parte inferior de la sección de prueba del túnel de viento se colocaron hilos de color blanco sobre una superficie negra para visualizar mejor los comportamientos del flujo a lo largo del cuerpo.

Los cambios realizados a este diseño en comparación con el modelo inicial fueron representativos. Por ejemplo, este prototipo cuenta con un alerón delantero de diseño recto y no seccionado, El alargamiento de las tijeras hizo que la envergadura del alerón aumentara de 0.84 m del modelo inicial a 1.62 m (dimensiones a escala 1:1) con el fin de tener una mayor área, en cada extremo se adaptó una deriva lateral

para aprovechar los efectos aerodinámicos, el ángulo de ataque que tiene el alerón delantero de este modelo final es de 6 grados respecto a la horizontal para generar mayor downforce (necesaria para entrar y salir rápido en las curvas). La figura 46 muestra el diseño de la parte delantera del carro y en específico, la diferencia entre el alerón delantera entre el carro inicial y el final.

Figura 46. Alerón delantero carro inicial y final



Fuente: Ibíd.

La figura 47 muestra el comportamiento que tuvieron las derivas laterales durante las pruebas en el túnel de viento, se evidencia que efectivamente cumplieron con la función de direccionar el flujo hacia afuera de las ruedas para reducir la resistencia inducida y vorticidad.

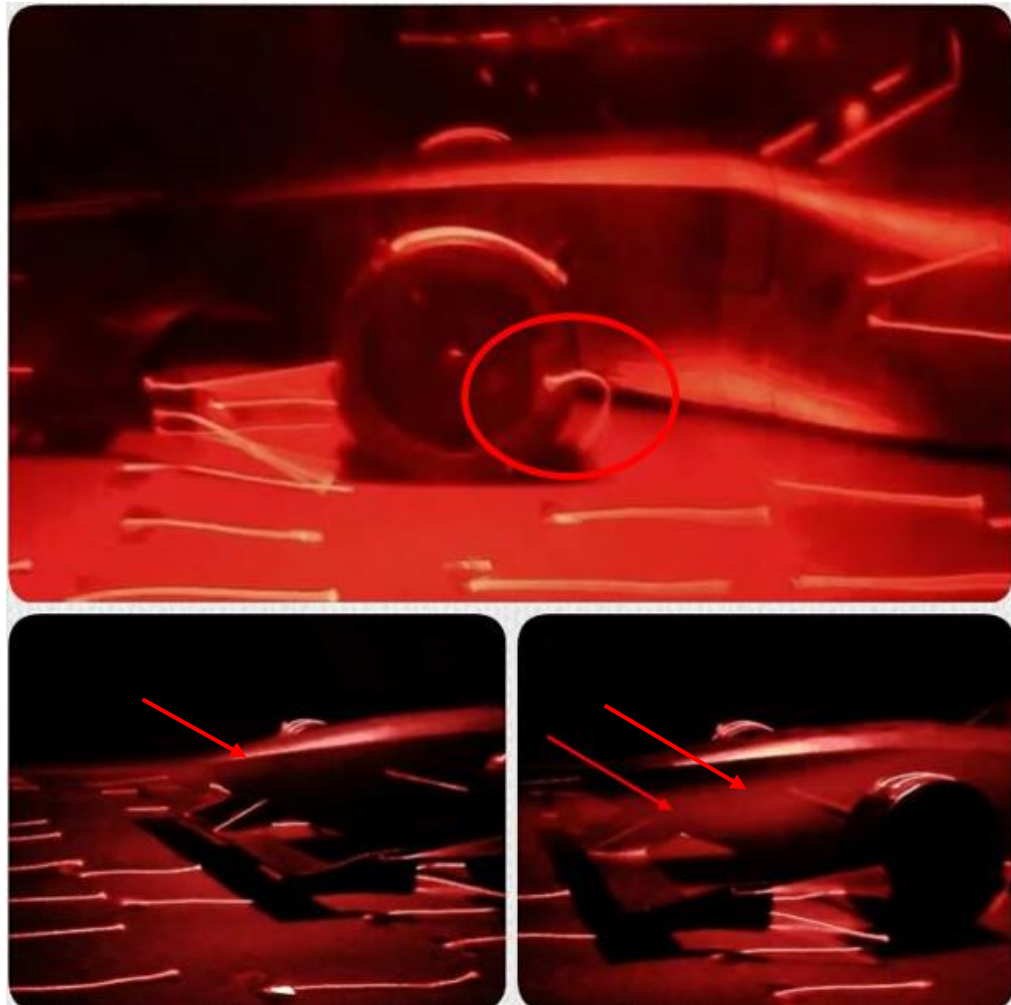
Figura 47. Líneas de flujo sobre la parte delantera del carro final



Fuente: Ibíd.

Las dimensiones del prototipo no permitieron realizar medidas de sustentación, arrastre y momentos debido a las dimensiones del módulo de balanza, descritas en la sección 5.1 "Limitantes", por lo que sólo fue posible tener una visualización de flujo por medio de inyectores de humo y lámpara de luz roja para contrastar, analizar y predecir fenómenos sobre el cuerpo. En la figura 48, la parte posterior de las ruedas delanteras señalada con un círculo rojo en la imagen superior muestra la generación de vorticidad que es el componente básico de la estela turbulenta. Las dos imágenes inferiores de la misma figura muestran la parte delantera sin y con el paso de flujo (flecha roja) sobre la superficie del alerón delantero respectivamente, durante las pruebas se observó que el flujo en esta parte se comportaba de manera laminar sobre dicha superficie ya que los hilos de referencia puestos en la parte inferior del túnel se comportaban de manera lineal.

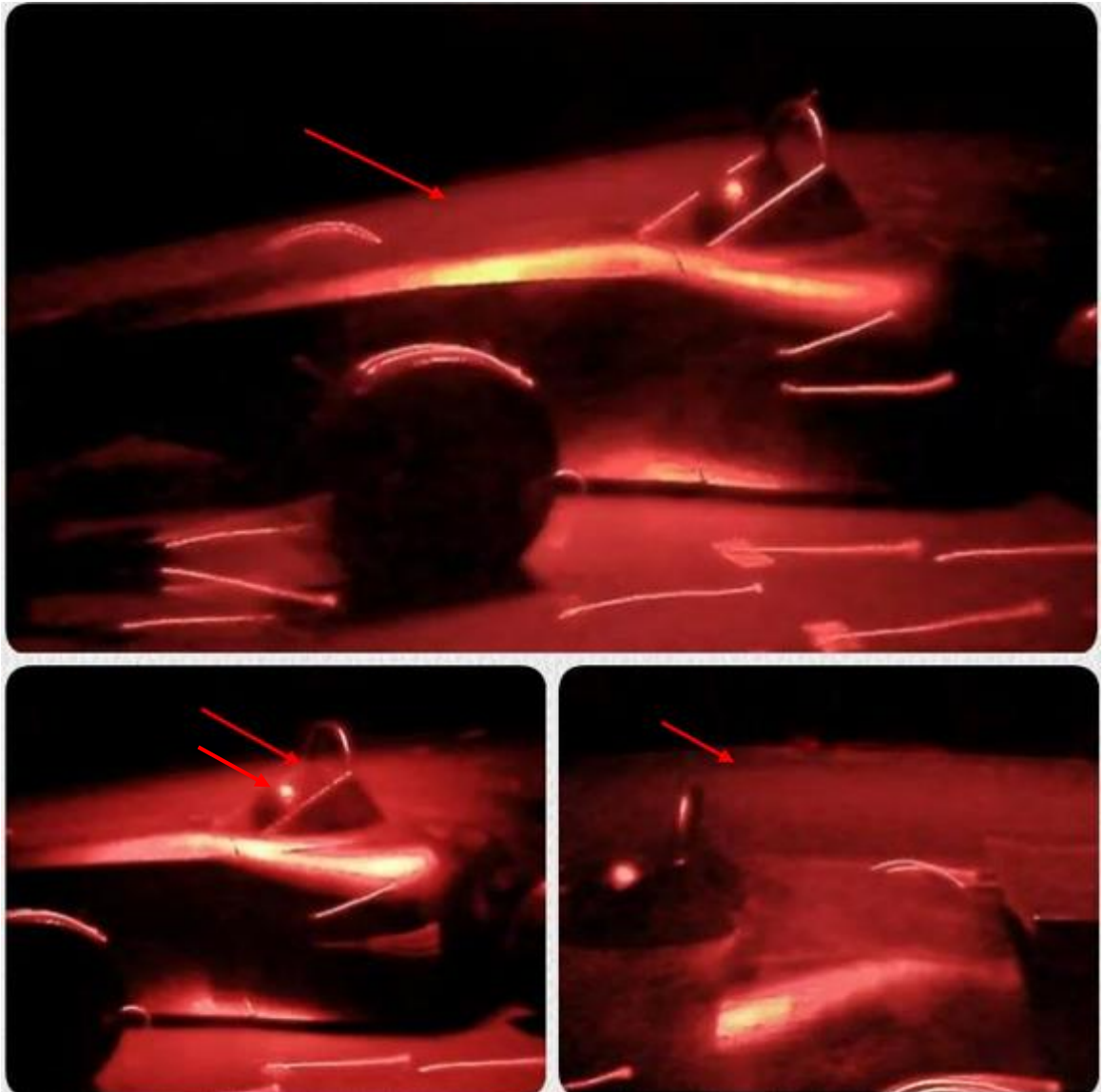
Figura 48. Comportamiento sección delantera en el túnel para el carro final



Fuente: *Ibíd.*

La forma de en carenado en la jaula anti vuelcos produjo una mejora significativa en el habitáculo del piloto, los efectos de estancamiento de flujo producidos en el modelo inicial se corrigieron de manera evidente. En la figura 49, las flechas de color rojo muestran la trayectoria flujo sobre la parte central del vehículo que comienza un poco antes del piloto y continua hacia la parte trasera del vehículo para brindarle refrigeración a las baterías (ubicadas justo atrás del habitáculo del piloto) además de proyectar el flujo hacia el alerón trasero.

Figura 49. Comportamiento sección intermedia en el túnel para el carro final

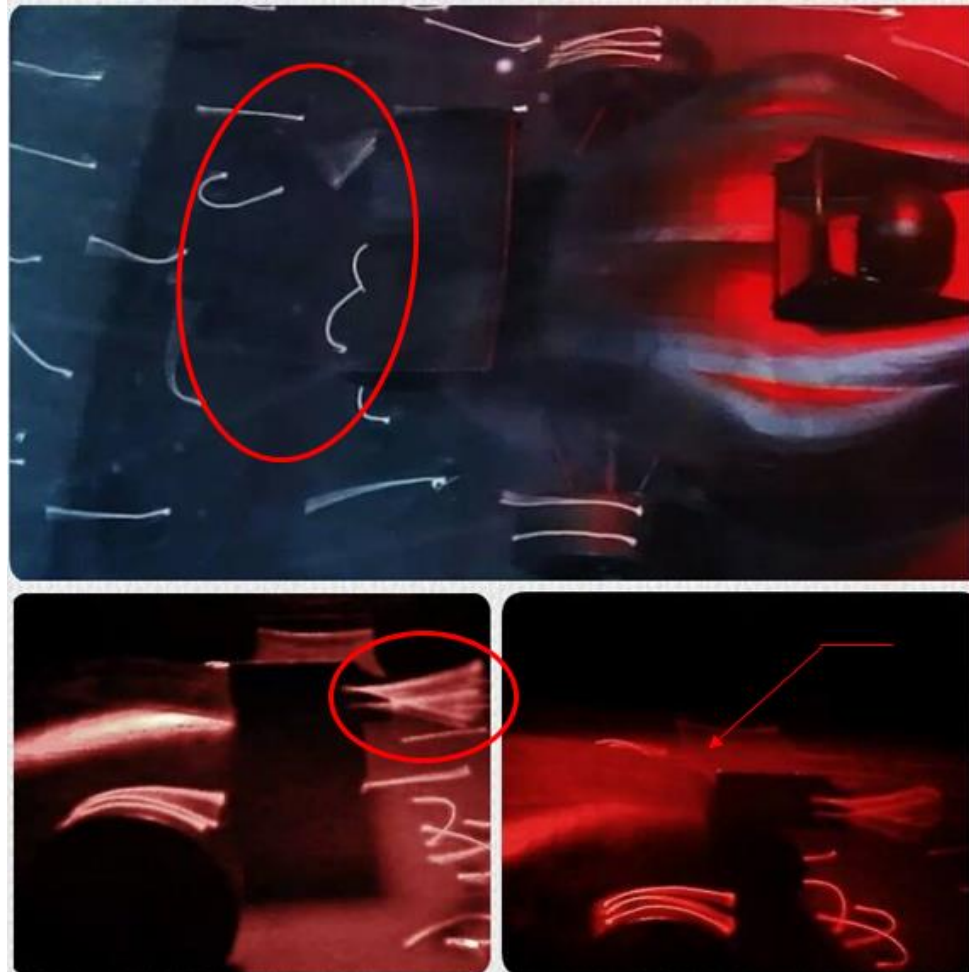


Fuente: Ibíd.

Durante las pruebas la mayor parte de la resistencia se observó en las ruedas traseras, y el alerón trasero, la interferencia de flujo con las ruedas se traduce en mayor arrastre y de lo que se consigue predecir puede haber una disminución del rendimiento del flujo sobre el vehículo. Por ejemplo, en la parte superior de la figura 50 sobre la superficie donde están puestos los hilos blancos para la visualización y encerrados con un círculo rojo, se presenció desprendimiento de capa límite de régimen turbulento a una velocidad aproximada de 40.5 m/s sobre la mayor parte de la sección trasera del vehículo.

En los laterales del alerón trasero se evidencio la rotación de partículas de aire en diferentes direcciones y de manera caótica como se muestra en la parte inferior izquierda de la misma figura, el comportamiento de los hilos jamás fue lineal como se muestra en el círculo rojo más pequeño. Durante el paso de flujo sobre el alerón trasero se observó la formación de torbellinos, la flecha roja de la imagen inferior derecha muestra el paso del humo de manera distorsionada debido al comportamiento aerodinámico sobre la sección trasera.

Figura 50.Comportamiento sección trasera en el túnel para el carro final



Fuente: Ibíd.

5.4 ANÁLISIS BASADO EN LA COMBINACIÓN DE METODOS COMPUTACIONALES Y EXPERIMENTALES

Si bien es cierto para ensayar y optimizar la aerodinámica en un vehículo de competencia es necesario emplear los métodos computacionales, experimentales y pruebas en circuito reales, no obstante un método real requiere de la disposición de un vehículo lo que se traduce en la fabricación del mismo y por tanto costos a veces innecesarios, si no están implementadas las mejoras en su totalidad.

Es por ello que en las primeras fases de diseño, se emplea el método computacional y experimental; cada método tiene ventajas y limitaciones en los estudios, por tal motivo se adoptó la combinación de las dos herramientas. La correlación de comportamientos aerodinámicos entre ambas herramientas fue clave para la adopción de correcciones necesarias hacia un modelo final, además de las consideraciones técnicas reglamentarias y requerimientos impuestos por parte del SENA para la competición con carros eléctricos, que se tuvieron que cumplir encaminadas hacia la elección de la forma del vehículo.

Una de las limitaciones a considerar en pruebas experimentales, es que túneles de viento con mayor área son más costosos y necesitan mayor espacio y potencia, no obstante si maneja escalas menores a 1:5 para modelos de estudio, se necesitaría una mayor potencia en el ventilador para asegurar que los flujos sean dinámicamente similares.

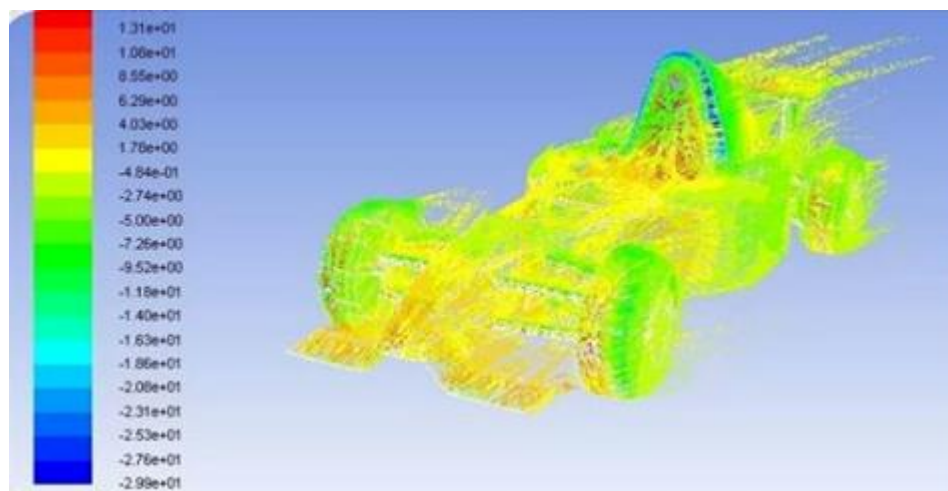
En el caso del análisis experimental se determinaron las diferentes escalas para el respectivo estudio, y se prototiparon los modelos con mayor cambio significativo debido al alto costo de la impresión del modelo físico en 3D en material ABS. La validación o criterio que se siguió fundamentalmente fue el número Reynolds, usado para caracterizar el movimiento del fluido, su influencia en los análisis fue vital debido al concepto de capa límite que puede fluir en régimen laminar o turbulento sobre la superficie de los vehículos. Cumpliendo los parámetros de similitud de Reynolds entre el vehículo a escala 1:1 y el montaje de los prototipos impresos a escala menor solo fue posible trabajar con velocidades de 5.5555 m/s aproximadamente para el vehículo a escala real, para comparación entre las herramientas experimentales y computacionales.

La diferencia fundamental entre el régimen laminar y el turbulento radica en que en el primero el flujo es estable, tiene forma de láminas delgadas y su movimiento es predecible, mientras que en régimen turbulento el movimiento es tridimensional, y un poco impredecible. El régimen laminar se presentó en el alerón delantero del vehículo inicial y final durante las pruebas experimentales por ser la primera superficie en contacto con el aire, esto se evidenció a través del comportamiento lineal de los hilos puestos en una superficie inferior al carro.

El alerón trasero y derivas laterales para el vehículo final, trabajaron en el régimen turbulento como se mostró en la figura 50 no obstante esta condición en la mayoría de los Formula 1 reduce el arrastre.

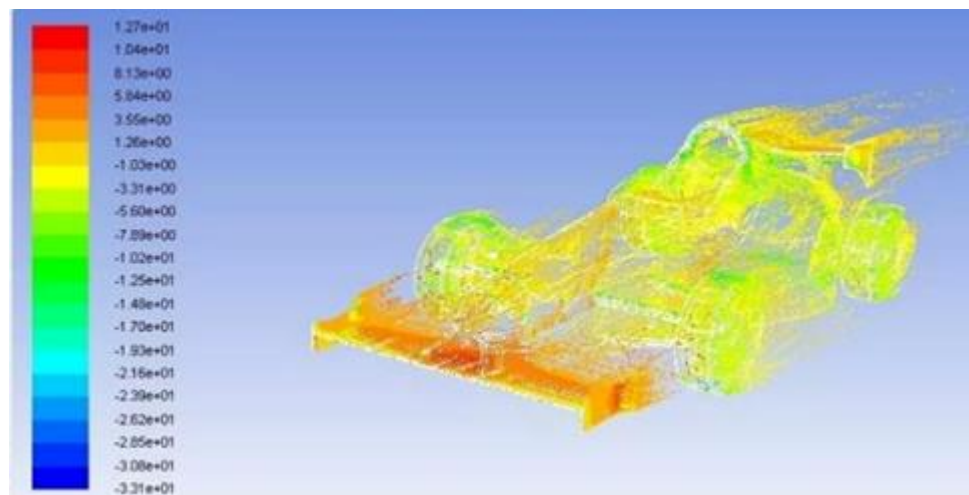
Los regímenes en la capa limite depende en gran medida de la propia geometría del cuerpo y de la distribución de presiones, en el análisis computacional para el alerón delantero y el alerón trasero del vehículo inicial se ve una menor presión en comparación al vehículo final como se muestra en la figura 51 según la escala de colores, esta cantidad de presión mayor es proporcional a la fuerza de sustentación negativa (downforce) sobre el vehículo

Figura 51. Trayectoria de flujo para el carro inicial



Fuente: ibíd.

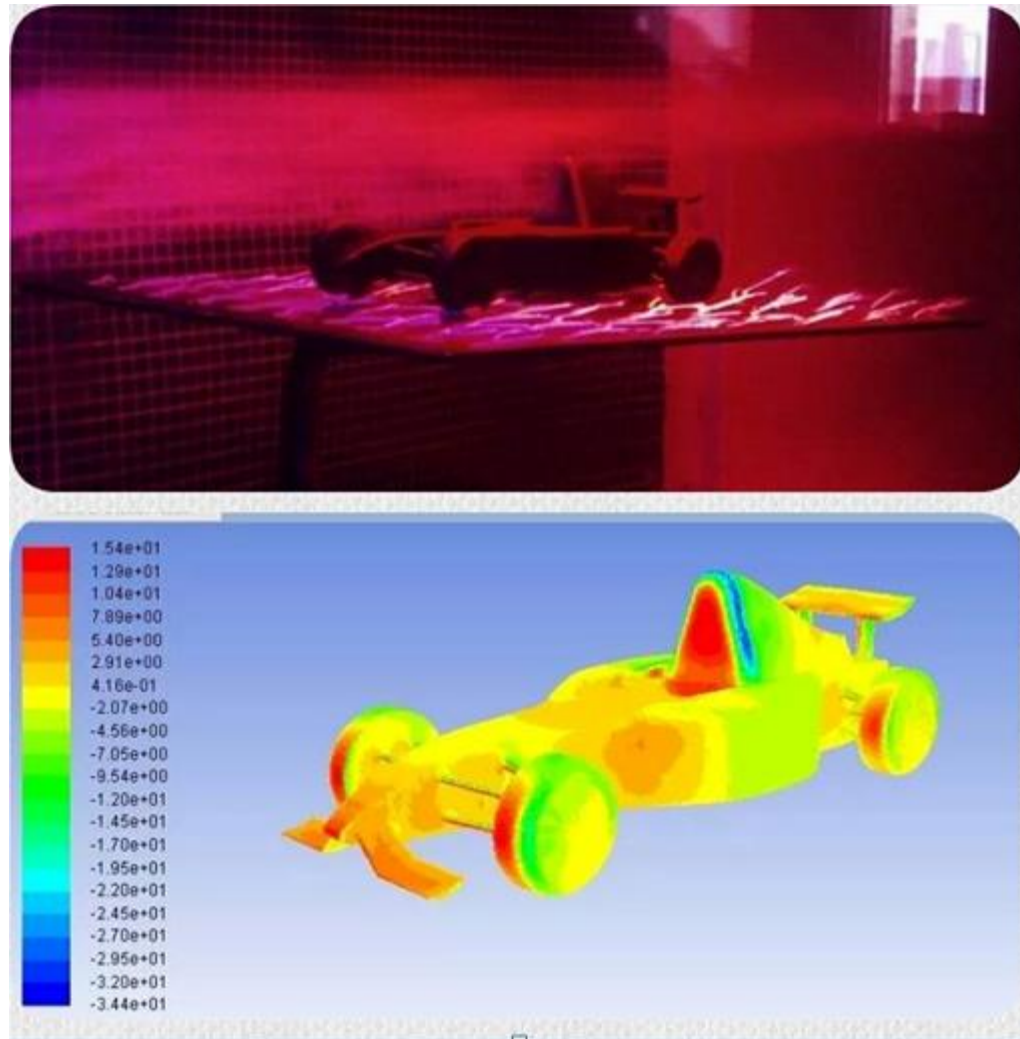
Figura 52. Trayectoria de flujo para carro final



Fuente: ibíd.

La trayectoria del flujo se presenta de manera muy similar entre el carro inicial para pruebas de túnel de viento y computacionales. A continuación se muestra la trayectoria de flujo para el carro inicial en el túnel de viento en donde se observa el estancamiento del humo sobre el habitáculo, en el análisis computacional este comportamiento se ve como la mayor presión ejercida sobre el habitáculo del piloto vista de color rojo.

Figura 53. Comparación prueba experimental y computacional carro inicial



Fuente: Ibíd.

Según el análisis de flujo sobre el cuerpo de los dos vehículos, los cambios realizados en el primer modelo genero un comportamiento aerodinámico mejor. Los cálculos en CFD permitieron predecir diferentes condiciones bajo el ajuste de velocidades y de esta manera mostrar las gráficas en donde los cambios de presión y trayectoria de flujo fueron más significantes.

El cambio del aleron delantero de un diseño seccionado a uno recto, al igual que el encarenado en la jaula antivuelcos es decir la seccion hueca en la parte posterior del piloto, la implementacion de derivas laterales tanto para aleron trasero como delantero, entre otros cambios geometricos del cuerpo del vehiculo final en comparacion al modelo inicial, permitieron mejorar las condiciones aerodinamicas en cuando se refiera a comportamiento de flujo y presiones.

Figura 54. Modelo encaminado con mejoras aerodinámicas implementadas



Fuente: Ibíd.

6. FABRICACIÓN ALERÓN DELANTERO

6.1 EQUIPOS

6.1.1 Equipos y herramientas disponibles

Realizar la fabricación del alerón delantero, requiere reconocer de manera detallada, la maquinaria que ofrece la industria, los recursos económicos y el tiempo disponible para concluir con la pieza.

En la industria de automóviles de carrera, usualmente son empleados equipos de CNC (Control Numérico Computarizado) figura 55, que permiten realizar cortes, modelar y mecanizar piezas complejas, éste tipo de máquinas trabajan en 3D y se caracterizan por tener un alto grado de precisión y velocidad, lo que se traduce en la reducción de tiempo de mecanizado. Actualmente la institución SENA cuenta con este tipo de equipos en el centro metalmecánico en Bogotá.

Figura 55. Máquina de Control Numérico Computarizado.



Fuente: Cortesía SENA- Centro Metalmecánico. Bogotá, Colombia

La sierra de corte sin fin es otra herramienta útil que permite realizar contornos y cortes e incluso extraer varias piezas a la vez, su uso es recomendable si se trata de usar materiales poco robustos como lo es poliestireno expandido, poliuretano y ciertos tipos de madera, entre otros. Su ventaja es la reducción de costos y fácil acceso, pues no requiere de gran entrenamiento o conocimientos en modelación y control numérico para operarla, contrario a las máquinas de CNC descritas anteriormente. A continuación, en la figura 56 se muestra la sierra de corte sin fin disponible en el centro metalmecánico del SENA en Bogotá.

Figura 56. Sierra de corte sin fin



Fuente: Cortesía SENA- Centro Metalmecánico. Bogotá, Colombia

Otro tipo de equipo que permite realizar ajustes de silueta, marcaciones y cortes sin necesidad de matrices es la máquina de corte láser como se muestra en la figura 57 es generalmente empleada para realizar trabajos en 2D sobre materiales como acero, aluminio, acrílico, caucho, madera, plástico entre otros. Es importante tener en cuenta la conductividad térmica del material que se va usar para evitar dificultades y mala calidad en el proceso, por lo que entonces, utilizar materiales con conductividad térmica baja o aislantes térmicos es lo ideal en el uso de este equipo. Al igual que la maquina CNC, los parámetros de potencia, velocidad y tiempo de corte son ajustados digitalmente dándole así la gran precisión y rapidez en cortes que caracteriza éste tipo de máquinas.

Figura 57. Máquina de corte laser



Fuente: Cortesía de MarkaDigital-Diseño e innovación, Bogotá-Colombia.

6.2 SELECCION DE MATERIALES

Los criterios de selección para considerar el uso de ciertos materiales toman como primera medida el nivel de seguridad y protección del piloto, y en segunda estancia el progreso que han tenido todos ellos estructuralmente.

Los materiales compuestos son frágiles pero absorben mucha energía ya que cuentan con una fibra dentro de una matriz que al romperse hace que la grieta tenga muchas dificultades para propagarse, lo cual es beneficioso pues evita grandes lesiones hacia el piloto. Mientras que los materiales dúctiles como los metales presentan grandes curvas de carga y deformación cuando tienen un impacto. Por ejemplo la resistencia al impacto de un acero se modifica con la temperatura.

En la tabla 32 se muestran los valores teóricos de las propiedades entre uno de los materiales compuestos más usados y el acero.

Tabla 32. Propiedades estructurales de la fibra de carbono y el acero.

Material Estructural	Resistencia a la tracción	Densidad	Resistencia específica
Fibra de Carbono	3.50 Gpa	1.75	2.00
Acero	1.30 Gpa	1.90	0.17

Fuente: Adaptada por los autores del proyecto

Los valores anteriores expresan las ventajas de la fibra de carbono por ser capaz de soportar hasta 11 veces más que el acero si se habla de la resistencia específica, que es la relación o división entre la máxima tensión que un cuerpo puede resistir (resistencia a la tracción) y su densidad.

Es por ello que en la actualidad los carros de formula están fabricados entre un 85% y 90% en materiales compuestos porque además de las características anteriormente nombradas, son livianos y mejoran la eficiencia del vehículo.

6.2.1 Materiales compuestos

Ahora bien es importante revisar las ventajas y desventajas de los materiales compuestos existentes en la industria automovilística para los cuales se tiene:

- **Fibra de Carbono**, es un material de gran resistencia a la tracción, permite ser moldeado en prácticamente cualquier forma, tolerante a altas temperaturas y baja expansión térmica, atractivo para aplicaciones que tengan que soportar grandes tensiones, y requieran bajo peso como lo es en aviación, proveen optima seguridad así como eficiencia para el piloto por ser un material liviano, sin embargo su costo es elevado si se compara con otras fibras similares como lo es la fibra de vidrio.

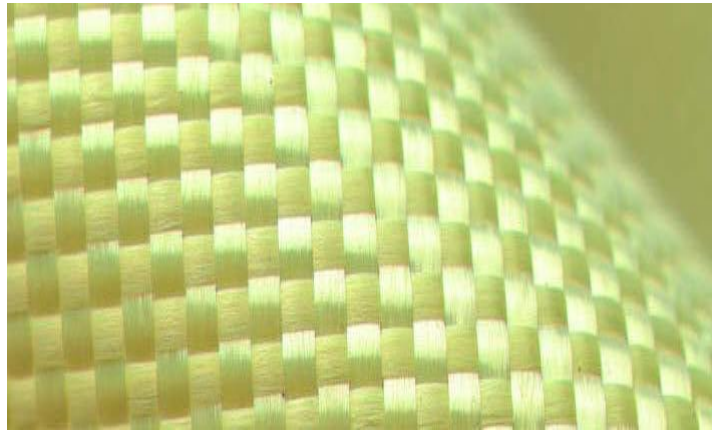
Figura 58. Tejido de Fibra de Carbono



Fuente: DIRECT INDUSTRY. [En línea] Disponible en < <http://www.directindustry.es/prod/toray-carbon-fiber-composite-materials/tejidos-fibras-carbono-37814-756689.html>>

- **Poliparafenileno tereftalamida**, más conocido como Kevlar, soporta una energía cuantiosa, pero presenta menor rigidez si se compara con la fibra de carbono, sin embargo este tipo de material en ciertos casos es usado para accesorios aerodinámicos en la parte delantera del carro por su característica principal de absorción de energía, además de ser un material a prueba de fuego.

Figura 59. Tejido de Aramida Equilibrado



Fuente: DIRECT INDUSTRY. [En línea] Disponible en <<http://www.directindustry.es/prod/teijin-aramid/tejidos-aramida-equilibrados-18087-1219373.html>>

- **La Fibra de Vidrio**, se utiliza como aislante eléctrico, cuenta con excelente resistencia a la humedad, no obstante hay que tener cuidado en el proceso de laminación pues la humedad puede afectar cuando se realice la unión con la resina, es resistente al ataque de sustancias químicas, no propaga la llama ni origina humo o toxicidad con el calor lo cual resulta beneficioso para el cuidado del medio ambiente, más cuando se trata de la fabricación de una de las partes del carro formula “ECO” (ecológico), sin embargo su rigidez es menor con respecto a la fibra de carbono. La fibra de vidrio cuenta con alta vida útil, además de ciertas propiedades térmicas, su costo es bajo en comparación a las otras fibras y es de fácil adquisición en la industria.

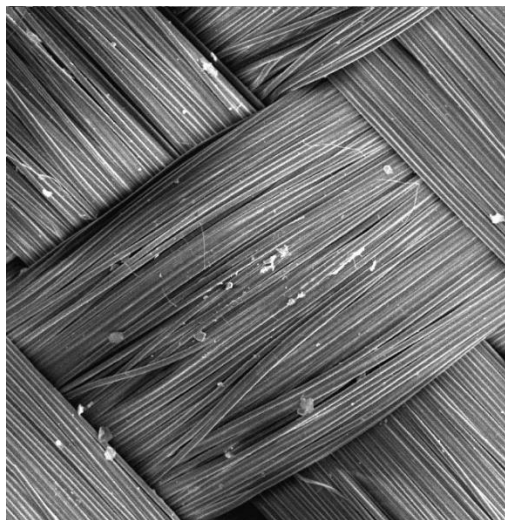
Figura 60. Tejido de fibra de Vidrio



Fuente: SoloStocks. [En línea] Disponible en <<http://www.solostocks.com/venta-productos/materiales-ignifugos-aislantes/fibra-vidrio/fibra-vidrio-tejido-emk300-300-anchura-127cm-1-25-mts-longitud-6583240>>

- **Zylon**, un polímero poco conocido, es un tipo de fibra muy fuerte que ayuda a proteger al piloto de lesiones e incluso cuenta con mejores propiedades de rigidez y resistencia a la tracción que cualquier otra fibra, pues es capaz de absorber energía liberada en un impacto, deformándose pero sin fracturarse contrario a lo que pasa con la fibra de carbono que conduce la energía hacia el interior. El Zylon es usado como refuerzo en el visor del casco y fabricación del habitáculo de seguridad de los monoplazas debido a que son zonas donde se requiere mayor protección. Su costo es bastante elevado y no muy fácil de conseguir en la industria colombiana.

Figura 61. Tejido Fibra Zylon



Fuente: FULTON-School of engineering. [En línea] Disponible en <<http://enpub.fulton.asu.edu/cement/images/zylon-2.JPG>>

6.2.2 Moldes.

Cuando se trabaja con materiales compuestos es indispensable un molde para el laminado. La etapa del diseño del molde adquiere entonces, una relevancia especial debido a que del acertado diseño de éste, dependerá en gran medida el éxito o fracaso del producto final.

Los materiales con los que se pueden construir moldes son numerosos, desde la madera, hasta los mismos materiales compuestos con los que se va a construir la pieza final, sin embargo los aspectos que definen la selección del material de construcción del molde son el número de unidades a producir, la geometría de la pieza y el costo de los materiales.

Para producción de cantidades elevadas de piezas es recomendable hacer los moldes en los mismos materiales compuestos ya que son más resistentes y duraderos, pueden estar expuestos a cambios de temperatura y humedad, sin embargo éstos moldes son más dispendiosos debido al costo de materiales como la fibra de carbono, vidrio, kevlar entre otros.

El uso de maderas o diferentes aglomerados para la fabricación de moldes es conveniente cuando se trata de series de producción bajas pues su costo es menor, sin embargo son moldes más delicados que pueden sufrir fracturas con su uso o ser atacados por agentes atmosféricos como humedad, viento, temperatura etcétera.

Cabe destacar que en este proceso de moldes el uso de metales toman gran importancia en la fabricación de piezas pequeñas, sin embargo su costo es elevado por lo que hay que analizar muy bien la conveniencia de su uso.

Como se trata de la producción de una sola pieza de un tamaño considerable, y el presupuesto es limitado sería conveniente el uso de madera como molde, sin embargo es indispensable revisar qué tipo de madera se podría utilizar y sus propiedades, para lo cual se tiene:

- **MDF** del inglés *Medium Density Fiberboard* (Madera de Fibra vulcanizada de densidad media), compuesta de tramos de fibra combinados con resina y compactados a través de presión y calor, se caracteriza por ser una madera uniforme, de superficie plana, recta y suave, por consiguiente se puede cortar, tallar y atornillar en cualquier dirección, no obstante es un material pesado si es comparado con el balsa y otro tipo de maderas tropicales.

Figura 62. Madera MDF de diferentes milímetros de espesor



Fuente: IHB. [En línea] Disponible en
<<http://www.ihb.de/madera/srvAuctionView.html?AucTlid=17872828>>

- **Madera de Balsa** (su nombre científico *Ochrorhiza latifolia*)²², Conocida por ser el material más liviano entre todas maderas tropicales, cuenta con una resistencia mecánica relativamente elevada en relación con su peso y muestra una buena respuesta al lijado, resulta ventajoso al momento de moldear pues es una madera flexible, de vetas suaves, textura fina y grano recto entre otras cualidades, sin embargo es un material poroso, por lo que es necesario realizar pruebas de absorción que puede tener frente a tratamientos con resinas.

Figura 63. Láminas de madera balsa

²²La Madera Balsa. [En línea] Disponible en < <http://www.e-aeromodelismo.com.ar/Taller/Mbalsa.htm> >., p 1. [Citado: jueves, 23 de enero 2014].



Fuente: AERO ESPACIAL. [En línea] Disponible en <http://aeroespacial1.blogspot.com/>

No obstante, otro material para la fabricación de moldes que brinda bajo peso, grandes resistencias a los cambios de temperatura, acabado sin poros, resistencia al contacto con solventes químicos entre otros, es el poliuretano estructural, puede ser utilizado en una amplia gama de procesos productivos requeridos para elaborar un producto.

El poliuretano es un resultado de la mezcla de isocianato P.I. por su significado (*polifenilisocianato*) y poliol 704-R, este último encargado de proveer el agente espumante y de expansión. Su ligereza de peso no sobrecarga las estructuras y debido a su compactibilidad permite que funcione como aislante térmico, acústico e impermeable.

El nivel de rigidez y color final de la espuma dependen del porcentaje de mezcla entre un compuesto y otro (isocianato y poliol). Espumas demasiado azules son el resultado de mezclas con mayor cantidad de isocianato que dan alta deformación elástica y baja dureza. Altos niveles de rigidez son alcanzados con espumas verdosas producto de una mezcla 50% y 50% de cada uno de los dos compuestos.

Este material funciona muy bien para la producción de piezas moldeadas, la mezcla produce una reacción que crece nueve veces su volumen inicial y además de ello su tiempo de desmolde es corto y fácil de realizar. Propiedades físicas, mecánicas y características de la reacción se encuentran en el anexo E.

Figura 64. Poliuretano estructural



Fuente: Autores del proyecto

6.2.3 Resinas

Para los procesos de laminación con materiales compuestos, las resinas cumplen un papel sustancial, pues permiten obtener una estructura con forma fija y permanente. Existen muchos tipos de resinas en la industria, sin embargo a continuación sólo se mostrarán las más usadas en la fabricación de partes de automóviles.

6.2.3.1 Resina poliéster

Es la resina de uso mas comun en el mercado de los materiales compuestos de matriz termoestable. Éste tipo de resina es muy viscosa por lo que se hace necesario llevar un proceso inicial de dilucion con un monomero (generalmente estireno) para facilitar su aplicación, su resistencia y rigidez no son tan elevadas y tienden a contraerse durante el endurecimiento.

Para la transformacion en resinas de estado liquido a solido es necesario pasar por un tiempo de gelificacion y curado que para las de tipo poliéster, dependen especificamente del catalizador y acelerante con que sea mezclado, no obstante estos compuestos deben ser agregados a la resina antes de su procesamiento y por ningun motivo deben mezclarse directamente ente sí, pues cuando se usan juntos se tiene una gasificacion muy severa y por el contrario la resina gela lentamente o no del todo, por lo que el acelerador se tiene que añadir a la resina antes de que se proceda a la catalizacion, para asi obtener resultados óptimos.

En la industria de procesos poliéster los peroxidos de metil etil cetona mas conocidos como Mec Peroxidos por sus siglas, son los catalizadores de primera importancia, pues brindan una buen curado a temperatura ambiente, seguridad y facil manejo, en cuanto a los acelerantes los de cobalto son empleados con peroxidos de cetona, pues ofrecen un sistema casi ideal para el curado a temperatura ambiente, su color purpura da una coloracion rosacea al producto terminado. Un tiempo promedio de gel esta entre 10 y 12 minutos.

A continuación se muestra en la tabla 33 algunas propiedades mecanicas de la resina poliéster. Estudios y trabajos realizados en la industria con resinas poliéster determinan que en promedio, la mayoría de ellas no endurecen por debajon de los 15 °C.

Tabla 33. Principales propiedades mecánicas de la resina poliéster

Propiedad Mecánica	
Resistencia Máxima a tracción (Mpa)	50
Módulo de Elasticidad en tracción (Mpa)	3400
Elongacion Máxima	2,0
Resistencia a Flexión (Mpa)	90
Modulo de elasticidad en Flexión (Mpa)	4500
Deformación máxima (%)	2,0

Fuente: Ficha Tecnica Resina Poliester. [En línea] Disponible en <<http://www.slideshare.net/nano0018/exposicin-no-metalicos>>., p 3. <http://formulauno-auto.blogspot.com/2010/10/tunel-de-viento.html>, [Consulta: Sábado, 25 de Enero 2014].

6.2.3.2 Resina viniléster

Este tipo de resina es muy resistente a la corrosion y productos quimicos, no obstante al igual que la resina poliéster produce altas emisiones de estireno al ambiente y también necesita de un sistema catalizador y acelerante, sin embargo tiene menor contraccion durante el endurecimiento, cuenta con alta resistencia a la fatiga y en general mejores propiedades mecánicas que la resina poliéster, por lo que su costo es entonces mayor. Algunas de las propiedades de la resina viniléster se recogen en la tabla 34.

Tabla 34. Principales propiedades mecánicas de la resina Viniléster

Propiedad Mecánica	
Resistencia a tracción (Mpa)	80
Módulo de elasticidad (Gpa)	3,39
Deformacion a rotura (%)	4,0
Resistencia a flexión (Mpa)	140
Módulo de flexión (Gpa)	3,72

Fuente: Disponible en ASM Handbook (1984-2006) [En línea] citado por <http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/2368/Tesis_Garcia_Castillo.pdf;jsessionid=0E8C74F971C84AC803814BBE78E626EB?sequence=6>., p 22. [Consulta: Sábado, 25 de Enero 2014].

6.2.3.3 Resinas epoxi:

Su uso es muy común en laminados, hélices, recubrimientos de superficie y en general en compuestos avanzados como en aviación, cuenta con una gran resistencia mecánica, elasticidad, y mejores propiedades que las resinas poliéster y viniléster, además que la resina epoxica solo “necesita ser mezclada con endurecedores polifuncionales como aminas, fenoles, poliacidos entre otros”²³, evitando el uso de activadores o aceleradores que producen gran contaminación hacia el medio ambiente, así mismo, presenta alta estabilidad dimensional lo que se traduce en productos de alta calidad por no poseer contracción durante el proceso de curado.

Otras cualidades de este tipo de resinas es que no presentan absorción de humedad, cuentan con buenas propiedades de adhesión, no obstante su costo es elevado si se compara con las resinas descritas anteriormente.

La resistencia térmica, química y endurecimiento dependen de la mezcla entre el endurecedor/catalizador y el tipo de resina epoxica, lo recomendado es aplicar 1 parte de endurecedor por cada 5 partes resina epoxi en volumen, lo que en porcentaje se evidencia como la relación 20% y 100% respectivamente, así mismo se requiere usar productos compatibles entre sí, para tener mayor efectividad y resultados.

A continuación se presenta un ejemplo con la guía de selección de endurecedores de la marca “West System” con el tiempo de curado que puede tener la resina epoxica según el tipo de endurecedor, a una temperatura ambiente aproximada de 72°F (22°C).

²³ DIETRICH BESEDNJAK. Alejandro. Materiales Compuestos. 1ra Ed. Septiembre 2005., p 31

Tabla 35. Guía de selección del endurecedor West System

HARDENER	USES Resin/Hardener	HARDENER TEMPERATURE RANGE (°F)	CURE SPEEDS at room temp *		
		HARDENER TEMPERATURE RANGE (°F)	POT LIFE 100g cupful	WORKING TIME thin film	CURE TO SOLID thin film
		ROOM TEMP. 40° 50° 60° 70° 80° 90° 100°			
<u>205 Fast Hardener</u>	General Bonding, fabric application and barrier coating		9-12 min	60-70 min	6-8 hours
<u>206 Slow Hardener</u>	General bonding, fabric application and barrier coating		20-25 min	90-110 min	10-15 hours
<u>209 Extra Slow Hardener</u>	General bonding, fabric application and barrier coating		40-50 min	3-4 hours	20-24 hours
<u>207 Special Clear Hardener</u>	Clear fabric application and clear coating for a natural wood finish		20-26 min	100-120 min	10-15 hours

Fuente: WEST SYSTEM. Hardener Selection Guide. [En línea] Disponible en <http://www.westsystem.com/ss/hardener-selection-guide/> [Consulta: Viernes, 25 de abril 2014].

En la tabla 35, se observa que para una mezcla de 100 gramos entre endurecedor West System “205 Fast Hardener” y resina epoxi, el tiempo que ésta puede permanecer en un recipiente antes de gelificarse es de 9 a 12 minutos, este proceso es conocido como tiempo de vida por su término en inglés (*Pot Life*), la aplicación de una película fina a condiciones de temperatura ambiente produce un tiempo de trabajo una vez aplicada sobre la superficie de 60 a 70 minutos en donde la reacción comienza a desprender calor y adquirir un mayor espesor. Para tener una solidificación de la resina se necesita aproximadamente de 8 horas, sin embargo un curado completo total requerirá más días para obtener todas las propiedades de la resina epoxi descritas anteriormente.

Por otro lado, cuando se trabaja en un entorno con temperaturas extremadamente elevadas (alrededor de 95°F (35°C))²⁴ o lugares con humedad se recomienda el uso de endurecedores lentos, pues a mayor temperatura la velocidad de curado se incrementa produciendo reacciones exotérmicas no deseadas, por lo que se hace necesario extender el tiempo de trabajo (*working time*), esto puede ser logrado con el uso de endurecedores como el “209 Extra Slow Hardener” que tarda el doble de

²⁴ Temperatura señalada para el endurecedor 209 Extra Slow Hardener, producido por la empresa WEST SYSTEM. [En línea] Disponible en <http://www.westsystem.com/ss/209-extra-slow-hardener/>

velocidad de curado si es comparado con la referencia “206 Slow hardener” mostrados en la tabla 35.

Las resinas y endurecedores deben estar conservados a un ambiente ideal de 70°F²⁵, pues menores temperaturas hacen que la viscosidad de los productos aumente por lo que se debe hacer uso de solventes para la dilución de la resina.

Las resinas epoxi se pueden clasificar en tres grupos de acuerdo con su estructura química: TGMDA (dianilina tetraglicidil metileno), DGEBA (diglicidil eter de bisfenol A) y fenolformaldehído epoxi novolaca²⁶. En la tabla 36 se presentan los valores de las propiedades mecánicas más relevantes para las resinas epoxi más utilizadas de acuerdo a su estructura química.²⁷

Tabla 36. Propiedades mecánicas de las resinas epoxi más usadas.

Propiedad Mecánica	TGMDA	DGEBA
Módulo de elasticidad (Gpa)	3,8-4,5	2,75-3,45
Deformación a rotura (%)	1-2	5-8
Tg(°C)	175-235	120-175
Absorción de agua (%)	4-6	2-3

Fuente: Miravete (1990). [En línea] Disponible en <http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/2368/Tesis_Garcia_Castillo.pdf;jsessionid=0E8C74F971C84AC803814BBE78E626EB?sequence=6>., p 24. [Consulta: Domingo, 26 de enero 2014].

6.2.3.4 Resinas Fenólicas

Son resinas sintéticas y resultan de la reacción entre el fenol y formaldehído, necesitan ser mezcladas con un sistema catalizador para adquirir excelentes propiedades como resistencia al fuego, estabilidad térmica alta y buena resistencia química, se usan mayormente en componentes eléctricos, tableros de circuitos entre otros.

Las resinas fenólicas presenta baja absorción a la humedad resultando favorable en comparación con las de tipo epoxi, no obstante sus propiedades mecánicas son bajas o medias.

A continuación se muestran algunas propiedades mecánicas tomadas de varias fuentes de investigación para las resinas fenólicas en objetos moldeados:

²⁵ Temperatura señalada para productos WEST SYSTEM. Perfect Epoxy for an imperfect world. [En línea] Disponible en <<http://www.westsystem.com/ss/>>

²⁶ Miravete (1990). [En línea] Disponible en <http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/2368/Tesis_Garcia_Castillo.pdf;jsessionid=0E8C74F971C84AC803814BBE78E626EB?sequence=6>., p 23. [Citado: Domingo, 26 de enero 2014].

²⁷. Ibíd., p 24 [Citado: Domingo, 26 de Enero 2014].

Tabla 37. Propiedades mecánicas de las resinas fenólicas

Propiedad Mecánica	Mpa
Resistencia en tracción	25-50
Resistencia en compresión	140-250
Resistencia en flexión	55-91
Módulo elástico	27.5-34.4
Resistencia a la tensión	41.3-62

Fuente: IRQ. Ingeniería de la Reacción química-Propiedades. Adaptada de <http://www.sc.ehu.es/iawfemaf/archivos/materia/00017125.htm> [Consulta: Lunes, 27 de enero 2014].

6.3 FASE EJECUCION

6.3.1 Limitaciones

La institución SENA cuenta con las máquinas de CNC en el centro metalmecánico en Bogotá, para poder realizar el molde del alerón delantero y las derivas laterales de una manera más precisa y eficaz en materiales livianos como poliuretano, sin embargo al considerar límites de tiempo para la entrega de la pieza, fue tedioso contar con la disponibilidad de la maquina debido a otros procesos que se realizan conjuntamente con éstos equipos para el carro formula SENA-ECO.

Los aspectos fundamentales previos a considerar en la fabricación son entonces los requerimientos o especificaciones técnicas de la pieza, disponibilidad de equipos y presupuesto. Los criterios de selección y el análisis de cada uno de estos aspectos se realizaron de manera rápida, es por ello que en el proceso de fabricación del molde del alerón delantero del carro tomó dos caminos, el primero de ellos la realización de cortes de perfiles alares en bloques de poliuretano y el segundo la fabricación del molde en madera balsa.

6.3.2 Método I. Fabricación del molde en particiones de poliuretano

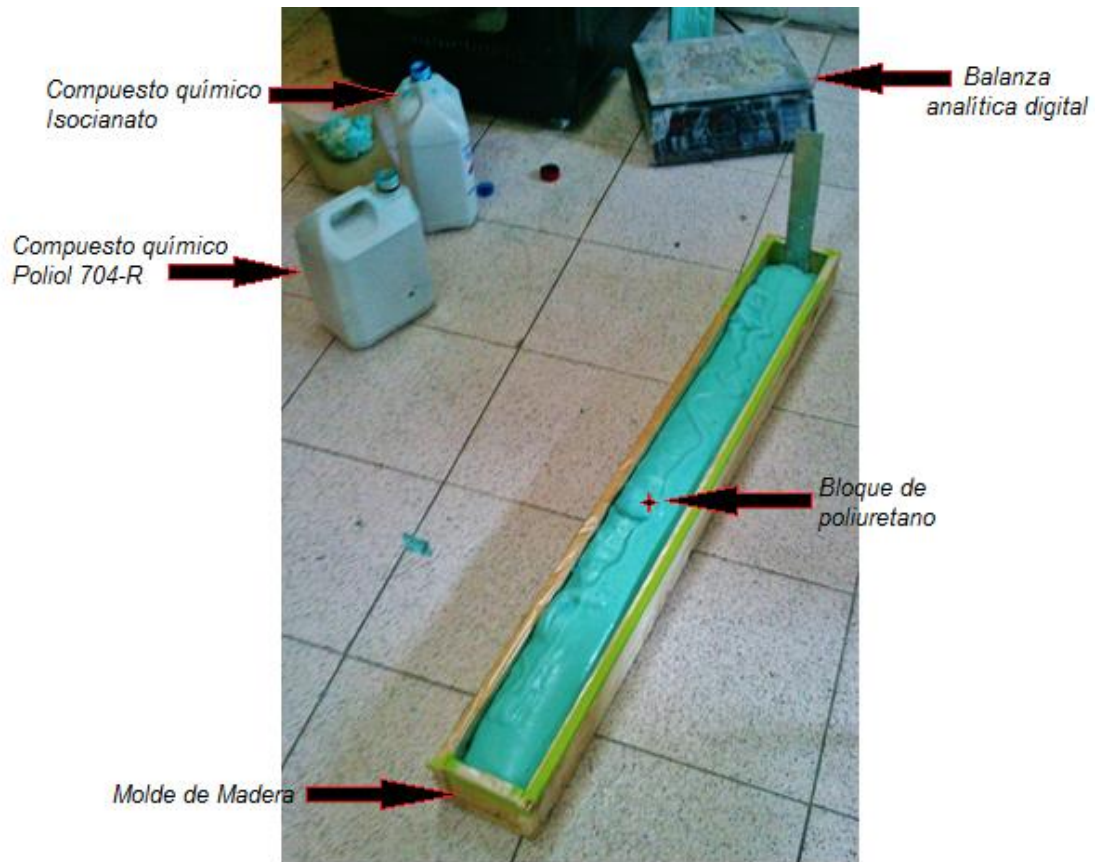
Inicialmente es necesario conocer las dimensiones de la pieza a ejecutar para lo cual se tiene 1,60 m de longitud o envergadura, un perfil alar NACA 6412 seleccionado por comportamiento aerodinámico y condiciones descritas en el capítulo 2 con cuerda de 0,25 m y espesor máximo de 0,03 m.

Como la geometría de la pieza que se intenta reproducir impide realizar el molde en una sola entidad debido a sus dimensiones, se recurre a realizar el molde en varias partes. A continuación se muestra el proceso en detalle que se obtuvo en el método I cortes de perfiles alares en poliuretano obtenidos a través de la sierra de corte sin fin.

Inicialmente se buscó un molde en madera para tener un control en el crecimiento de la espuma de poliuretano y así poder realizar la mezcla de los compuestos

químicos poliol e isocianato que liberan calor en la reacción y forman el poliuretano. Con ayuda de una balanza analítica digital se logró obtener cantidades exactas de 400 gramos en total, equivalentes a 50% y 50 % entre los compuestos químicos, obteniendo bloques de poliuretano compacto, con buenas propiedades de rigidez y facilidad de desmolde como se evidencia a continuación:

Figura 65. Obtención de bloques de poliuretano



Fuente: tomado por los autores del proyecto

Después de obtener aproximadamente 8 bloques de poliuretano, suficientes para cubrir la envergadura total del alerón delantero se procedió a realizar cortes rectangulares para un fácil marcación y manejo en la obtención de los perfiles alares NACA6412 con la sierra sin fin, como se muestra en las figuras 66 y 67.

Figura 66. Cortes rectangulares de la espuma de Poliuretano



Fuente: Ibíd.

Figura 67. Mar Marcación del perfil NACA 6412 en espuma de Poliuretano



Fuente: Ibíd.

Como disponibilidad de equipo y presupuesto se consiguió una sierra sin fin con poca profundidad de corte por lo cual se necesitaron 32 perfiles alares con envergadura de 5 centímetros cada uno, para el cubrimiento total del alerón delantero. En la figura 68 se muestran algunos de los perfiles alares obtenidos.

Figura 68. Cortes en poliuretano de Perfiles alares NACA 6412



Fuente: Ibíd.

Si se observa en la imagen anterior, es difícil obtener perfiles con un borde de salida perfecto y aún más tedioso tener una alineación entre ellos por ser tantos para la unión.

La presencia de particiones en el molde generó desalineación y desajustes entre los perfiles, por lo que deben ser reducidas dichas particiones al máximo o ser ubicadas en zonas de menor importancia, beneficiando la calidad final de la pieza. Los puntos de partición del molde es una etapa delicada del proceso de fabricación, y por ello conviene dedicar mayor tiempo en el análisis, que realizar posteriores modificaciones o cambios completos o múltiples de material para la elaboración del mismo.

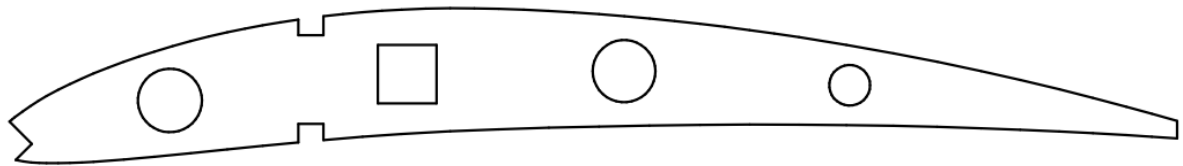
Conseguir la combinación de propiedades necesarias en materiales para obtener rigidez, resistencia, bajo peso y una pieza uniforme, es entonces un paso fundamental y difícil de lograr. El método que se describirá posteriormente dio resultados más viables de precisión para el proceso de laminación, omisión de mecanizado para la unión de piezas, entre otros. No obstante cabe aclarar que se eligió la espuma de poliuretano inicialmente para el diseño del molde debido a su alta resistencia química, excelente aislamiento eléctrico e incluso reducción de peso en comparación a otros materiales como aglomerados, metales entre otros.

6.3.3 Método II fabricación del molde en madera balsa

Como ya se ha mencionado en la sección inmediatamente anterior, para evitar mecanizado, retoques o particiones del molde y debido al gran tamaño de la pieza, se tuvo que buscar herramientas de fácil acceso y materiales adecuados para evitar pérdidas económicas, para lo que se decidió realizar el molde en madera balsa por las características que ésta ofrece y propiedades descritas en la parte 6.2.2 Moldes.

A continuación la descripción del paso a paso para la obtención del molde con buena precisión y acabado para su posterior laminación en materiales compuestos. Este método es similar como se construyen las alas de aeronaves. Inicialmente se necesitan perfiles alares que alineados y distribuidos equitativamente cubran la longitud total del alerón, para lo que fue necesario tomar el perfil NACA6412 con cuerda de 25 cm y mediante el programa CAD Solid Edge ST5 con el que cuenta la Fundación Universitaria Los Libertadores, realizar los ajustes necesarios al plano para su posterior corte en máquina láser.

Figura 69. Plano perfil NACA 6412 elaborado en CAD Solid Edge ST5



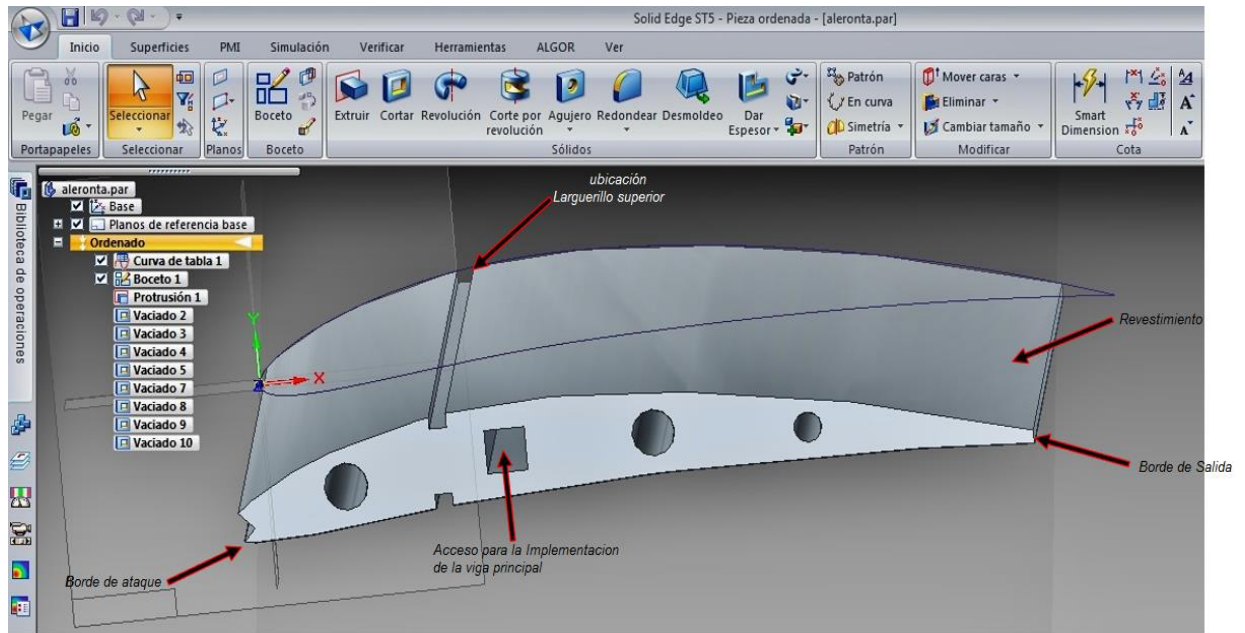
Fuente: Ibíd.

Como se evidencia en la figura 70 el corte realizado en el borde de ataque es un cuadrado de 5 mm tomados desde su radio de curvatura para dar alineación y facilidad en el proceso de revestimiento*, los círculos son extracción de material para reducción de peso, el cuadrado está ubicado al 30 % de la cuerda permite dar alineación entre perfiles por medio de un tubo en aluminio 8000 que actúa como viga principal y ofrece rigidez a la estructura,

(*) Es fijado sobre la estructura y su función es proporcionar y mantener la forma aerodinámica del alerón

los largueros superior e inferior están ubicados al 25% de la cuerda, y al borde de salida se le ha removido 15 mm de la cuerda total para que el revestimiento o piel del intrados y extrados se ajusten.

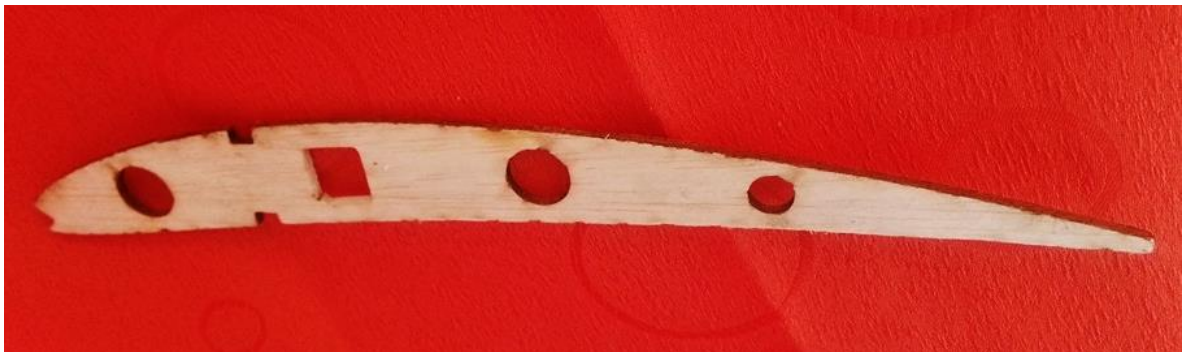
Figura 70. Alerón Delantero elaborado en el CAD Solid Edge ST5



Fuente: Ibíd.

Los cortes de los perfiles alares se realizaron en madera balsa de 3mm de espesor en maquina laser por sus propiedades descritas en la parte 6.1.1 Equipos y herramientas disponibles. El numero total del perfiles alares para cubrir la envergadura fueron 33.

Figura 71. Perfil alar NACA 6412 en madera balsa de 3mm



Fuente: Ibíd.

Para soportar los esfuerzos de flexión y torsión que varían a lo largo de la envergadura y además tener una alineación entre costillas fue necesario implementar un tubo cuadrado en aluminio 8000 de $\frac{1}{2}$ pulgada (1.27 cm) y 170 cm de longitud, debido a que el espesor máximo de los perfiles es de 0.025 m y el alerón tiene una envergadura total de 1.60 m. Los 0.1 m sobrantes de la viga de aluminio fueron distribuidos equitativamente en los dos extremos, para que la pieza pudiera ser sujeta con una prensa de banco y así dar facilidad de trabajo en el proceso de laminación con materiales compuestos.

El tipo de viga fue implementada como componente principal de soporte a la estructura debido a la forma del perfil, su altura y la resistencia exigida, además de ser sencilla y económica. Las costillas se colocaron perpendicularmente a la viga a una distancia de separación de 0.05 m como se muestra a continuación.

Figura 72. Alineación de costillas a través de una viga principal de $\frac{1}{2}$ pulgada



Fuente: Ibíd.

Antes de fijar las costillas con la viga principal es necesario situar los larguerillos superior e inferior de 5x4 mm a lo largo del alerón para que éstos ayuden a transmitir la carga soportada por el recubrimiento a las costillas. La fijación total de la estructura se realizó con mezcla de 50% y 50% Epóxico y endurecedor “Pro Epoxy 6 minutes”.

Figura 73. Fijación de la viga principal y larguerillos a las costillas



Fuente: Ibíd.

La rigidez en el borde de ataque se logró con listones cuadrados de balsa de 10x10 mm que cubrieran toda la envergadura y permitieran facilidad en el proceso de revestimiento, por ser ésta la zona desde donde se comienza el proceso de revestimiento para el intradós y extradós. Pequeños desajustes y desalineaciones se corrigieron con la implementación de ellos.

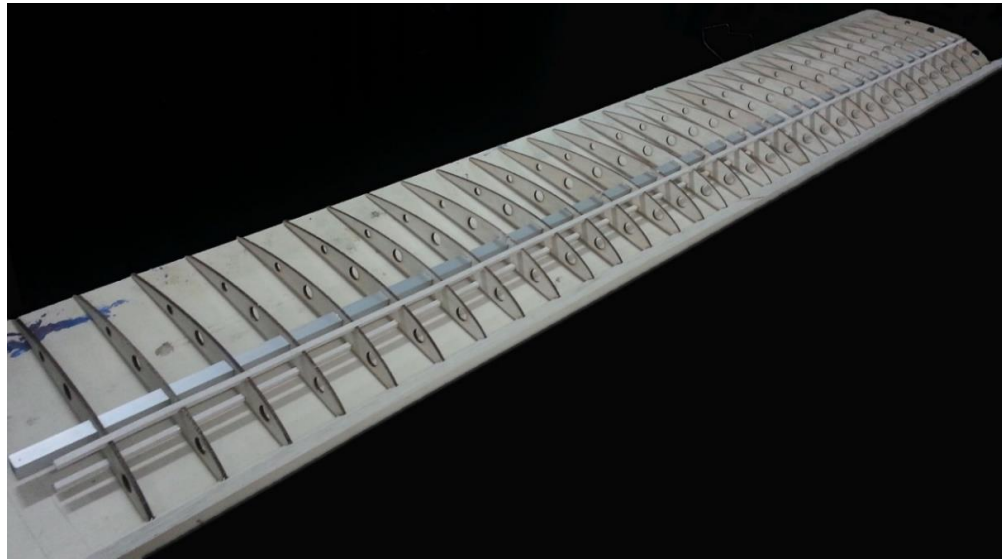
Figura 74. Unión de listón cuadrado en el borde de ataque



Fuente: Ibíd.

Una vez se fija el listón en el borde de ataque se comienza con el revestimiento o puesta de piel sobre la estructura. En la figura 75 se muestra la estructura interior del alerón antes de comenzar con este proceso.

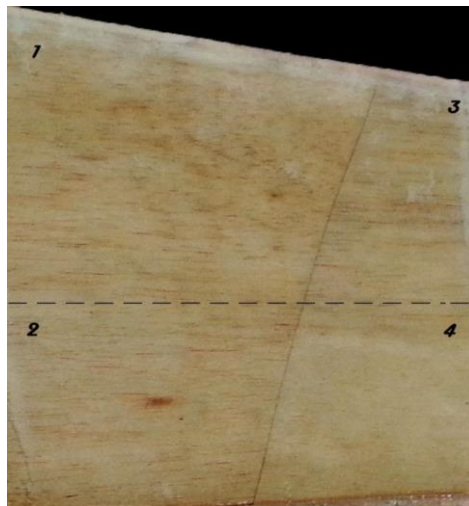
Figura 75. Estructura interior del alerón delantero



Fuente: Ibíd.

El revestimiento de la estructura del alerón delantero que también contribuye en la resistencia estructural se realizó con láminas de madera balsa de 1,5x150x90 mm, 4 de ellas fueron necesarias para el extrados, fijadas con cinta de enmascarar y pegante de madera “Carpincol Profesional”. Para la unión entre las láminas se hizo un corte diagonal que le brinda mayor resistencia por el entrecruzado que se forma entre vetas como se muestra en la figura 76

Figura 76. Unión de láminas de balsa para posterior plaquín



Fuente: Ibíd.

Para el intradós se necesitaron otras 4 láminas de las mismas dimensiones y la misma condición y materiales para la unión. Un tiempo aproximado de 18 horas fue necesario para darle un buen secado y fijación a las dos secciones planas antes de ser sobrepuestas sobre la estructura.

El proceso de revestimiento tanto para extradós como intradós se logró de la misma manera; aplicando pegante para madera “Carpincol profesional” sobre los perfiles y luego empalmando la piel. Sujeción completa entre las dos partes fue lograda con el uso de alfileres y tarros de tempera llenos como contrapeso para tener una presión constante mientras transcurría un tiempo de secado como se muestra en las figuras 77 y 78.

Para tener una buena respuesta al pegado y debido a la curvatura del perfil, la fijación de la piel a la estructura se realizó primero en el intradós, y posteriormente en el extradós.

Figura 77. Proceso de pegado en el extradós



Fuente: Ibíd.

Figura 78. Adherencia de la piel a la estructura del alerón delantero



Fuente: Ibíd.

Redondeos y cortes fueron hechos con papel abrasivo de grano 220, 300, 400 y Bisturí punta de lanza respectivamente para mantener la forma aerodinámica del alerón y así alcanzar el máximo rendimiento.

Figura 79. Proceso de lijado en el borde de salida



Fuente: Ibíd.

Una vez se completa el proceso de forma aerodinámica sobre la pieza, es importante asegurarse que todos los elementos están adheridos entre sí, para evitar complicaciones de ajustes y acabados posteriores.

Figura 80. Molde en madera balsa para posterior laminación



Fuente: Ibíd.

Los excesos en cada extremo de la viga principal no fueron cortados justo a la medida de la envergadura del alerón delantero, si no que se dejaron 0.05 m en cada uno de ellos para que la pieza pudiera ser sujeta en una prensa de banco y así tener la superficie libre en el proceso de laminación.

6.3.4 Laminación en materiales compuestos

Una vez obtenido el molde en donde se pegaran las capas de fibra y siguiendo las especificaciones de orientación en la selección de materiales descrita en la parte 6.2, se hace necesario pensar en la matriz (resina) y el refuerzo (fibra) que se va a utilizar en el proceso de laminación para la elaboración final de la pieza. Sería conveniente pensar en el uso de la fibra de carbono por sus cualidades excepcionales junto con una resistencia muy buena a los impactos, no obstante su alto costo de los materiales limita en gran medida su uso.

6.3.4.1 Entorno y Protección personal

Las condiciones ambientales de trabajo con materiales compuestos es un aspecto importante a considerar, debe prestarse especial atención al control de temperatura, para dar correcta manipulación y procesamiento de las resinas. El ambiente más ideal de trabajo se encuentra entre 68°F (22°C) y 72°F (28°C). El rango permitido es dado por el material polimérico que compone la matriz. Una temperatura excesivamente alta o baja no es conveniente por factores descritos en la sección 6.2.3 Resinas y esencialmente el ejemplo que se presenta en la parte 6.2.3.3 Resinas epoxi, no obstante aspectos de curado por temperaturas elevadas, serán expuestas en detalle más adelante conforme se muestra el paso a paso del proceso de laminación.

Realizar trabajos en fibra implica considerar todas las recomendaciones técnicas en el manejo de las materias primas contenidas en las etiquetas de los productos a usar, además de la aplicación de las normas de seguridad y cuidado del medio ambiente.

Los elementos de protección personal como guantes de nitrilo, tapabocas industrial antialérgico, máscara industrial de doble filtro, overol industrial, zapatos cerrados se hacen totalmente necesarios antes de iniciar cualquier proceso de laminación, para evitar inhalaciones de productos químicos o residuos que se generan debido al corte de las fibras, los cuales son muy nocivos para la salud.

6.3.4.2 Laminacion en fibra de vidrio y resina Poliester

La revisión detallada entre propiedades y recursos económicos disponibles llevo a usar la fibra de vidrio inicialmente como material compuesto para la fabricación de la pieza aprovechando sus características de resistencia al ataque de sustancias químicas, alta vida útil, bajo costo y fácil adquisición entre otras propiedades descritas en la sección 6.2.1 Materiales Compuestos. Este proceso de laminación se realizó sin ningún tipo de automatización por ser solo una pieza a producir, el tejido que se adquirió inicialmente para este proceso fue 1,50 metros lineales X 1,27 metros de ancho de fibra de vidrio tipo c.

Figura 81. Tejido en fibra de vidrio



Fuente: Ibíd.

Para iniciar el proceso fueron necesarios realizar los cortes del tejido que van a revestir la superficie a laminar. Se efectuaron los cortes de la fibra de vidrio en dos tramos de 0.55 m x 0.50 m para sobreponer en la parte central del molde, junto con otros dos tramos de 0.55 m x 0.70 m que fueron situados en cada uno de los extremos de la pieza, asegurando así su cubrimiento total.

Para la preparación de la resina se usaron recipientes de cartón flexible, la mezcla se realizó con 1 kilogramo de resina poliéster a la cual se le aplicó el equivalente a 5% de monómero de estireno para disminuir su viscosidad, puesto que a mayor

viscosidad menor velocidad de impregnación y menor facilidad para eliminar las burbujas que se forman.

Seguido de ello se procedió a añadir un acelerante llamado cobalto conocido por su color morado que al ser mezclado le da a la resina su color rosáceo característico, en concentración del 2%, para así acelerar el secado. Este elemento químico debe ser mezclado con la resina antes de añadir el catalizador, pues la unión entre el cobalto “puro”, sin estar añadido a la resina y el catalizador, es altamente explosiva. Después de haber combinado el estireno y cobalto en la resina se procede a aplicar el catalizador (peróxido de MetilEtil Cetona) más conocido en la industria como Mec peróxido en proporción de 8% que permite realizar la gelificación y endurecimiento de la resina. Como se ha indicado anteriormente, no debe ponerse en contacto con el acelerador ya que genera una reacción exotérmica, con riesgo de incendio. A continuación se muestra la mezcla de la resina obtenida, para la posterior aplicación sobre la superficie

Figura 82. Proceso de mezcla de la resina poliéster



Fuente: Ibíd

Una vez se obtuvo la mezcla se procedió Impregnar a cada capa de tejido de vidrio, la resina con espátula plástica y brocha como se muestra en la figura 83.

Figura 83. Proceso de laminado en fibra de vidrio



Fuente: Ibíd.

Para resinas poliéster el tiempo de gelificación y curado toma alrededor de 24 horas para que adquiera sus propiedades mecánicas y químicas completas. Los dos tramos de fibra de vidrio en la parte central se pusieron con el objetivo de darle un refuerzo en la cual se hacen los anclajes, para la sujeción entre alerón delantero y la punta del carro como se muestra en la figura 84.

Figura 84. Refuerzo central en fibra de vidrio



Fuente: Ibíd.

El curado de la resina poliéster se puede considerar que se lleva a cabo en tres etapas:

1. *Gelificación*, en la que la resina cambia de un líquido fluído a un gel blando²⁸
2. *Endurecimiento*, donde la resina cambia de un gel blando a un material endurecido que se puede extraer del molde²⁹
3. *Curado final*, en donde la resina adquiere sus propiedades mecánicas y químicas completas. Este proceso puede durar algunas horas a temperatura elevada o mayor tiempo si se trabaja a temperatura ambiente.³⁰

²⁸ A. BESEDNJAK, Los materiales compuestos. [En línea] Disponible en <<http://www.ocw.upc.edu>>., p 4. [Citado: jueves, 23 de enero 2014].

²⁹ Ibid., p 4

³⁰ Ibid., p 4

Las resinas de poliéster tienen, una temperatura de trabajo ideal entre los 18°C y 24°C. por debajo de los 15°C las resinas de poliéster no endurecen o lo hacen muy lentamente.

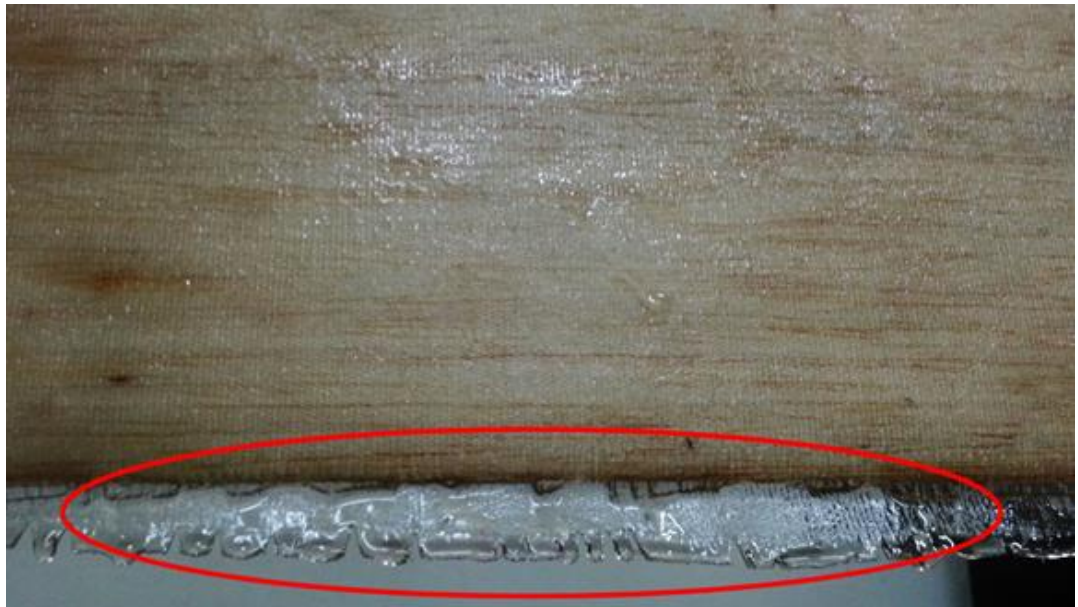
No obstante, toda la mezcla de aditivos descritos anteriormente se realizó sobre una resina epóxica de referencia 6090A cuyas especificaciones técnicas, propiedades y recomendaciones de mezclado se encuentran en el anexo F

Este tipo de resina sólo necesitaba de un sistema catalizador, por lo que hubo pérdidas de material al no presentarse el proceso total de curado. A diferencia de la resina poliéster, cualquier resina epóxica cuenta con propiedades mecánicas totalmente diferentes que ya fueron descritas en la parte 6.2.3 Resinas.

Por otro lado el proceso de curado se realizó en las horas de la noche, donde la densidad del aire disminuye así como la temperatura, por lo que las resinas no producen reacción de endurecimiento, además de no haber tenido un control de temperatura del entorno en el que fue expuesta la pieza.

Luego de casi 2 días consecutivos no hubo ningún tipo de respuesta por parte de la resina y jamás se consiguió la rigidez y propiedades deseadas, se tuvo que pensar entonces en soluciones rápidas y viables que serán descritas más adelante, para evitar perder el trabajo realizado previamente con el molde. La figura 85 muestra el estado de gelificación en el que permaneció la resina.

Figura 85. Resina sin respuesta de curado



Fuente: Ibíd.

La importancia de la ingeniería, se ve reflejada aquí en su campo racional, donde es extremadamente vital la revisión detallada de conceptos y el análisis minucioso en el manejo de equipos, entorno, materiales con los que se va a trabajar para evitar situaciones como estas, un estudio e investigación de las características de cada aspecto, a fin de evitar pérdida de materiales, tiempo y más dinero del presupuestado.

El desarrollo de este documento, busca plasmar todo ello para dar a conocer aspectos que no se tuvieron en cuenta, y los especiales cuidados en re envasado de resinas sobre recipientes que no contengan ningún tipo de especificaciones, marca o etiqueta, control de temperaturas en el entorno a trabajar, entre otros, a fin de tenerlos en cuenta para no cometer errores de producción, ya que puede arruinar meses de duro trabajo en etapas de fabricación. En la figura 86 se muestra el desperdicio de material fibra de vidrio con mezcla de resina.

Figura 86. Fibra de vidrio estropeada por mal uso de resina



Fuente: Ibíd.

No obstante tanto los sistemas epoxi como poliéster, son métodos derivados de la industria química, que contienen solventes, diluyentes reactivos y materiales de carga. Por lo general, todos los que se consideran peligrosos, pues presentan riesgos de inflamabilidad además de otros riesgos para la salud como irritaciones

en la piel, respiratorias y depresión del sistema nervioso central por tanto deben ser almacenadas, manipuladas y usadas de acuerdo con los procedimientos y en conformidad con cualquier regulación legal, que sea descrita y mostrada en las hojas de seguridad. En la figura 87 se muestra la recolección de desechos tóxicos para cuidado personal y del medio ambiente

Figura 87. Almacenamiento regulatorio de desechos tóxicos



Fuente: Ibid.

Retirar la resina y la fibra de vidrio requirió mucho cuidado con el fin de evitar partir o perder el molde, además del tedioso trabajo para quitar la resina que fue absorbida por la madera durante más de 40 horas que se dejó actuar la mala mezcla sobre ella.

Inicialmente se separó la fibra de vidrio del molde envolviendo toda la superficie con una bolsa plástica negra, seguido de retirar los residuos de resina por medio de espátulas plásticas.

El estireno por ser un monómero que actúa como disolvente de la resina dándole un aspecto líquido, fue aplicado sobre trapos gruesos compuestos por varias capas de tela para retirar la resina de la piel del alerón, sus propiedades de baja viscosidad y facilidad de obtención permitieron recuperar el molde. Este paso de recuperación del molde se realizó con adecuada ventilación, siguiendo instrucciones de etiqueta y la revisión de las hojas de seguridad que proporcionan los fabricantes del producto químico.

Aplicar chorro de aire caliente por medio de una pistola para el secado y extracción de excesos de resina sobre la superficie, fue el proceso final para iniciar un nuevo laminado con materiales de mayor calidad, dándoles el manejo correcto a cada uno de ellos.

Figura 88. Limpieza del molde antes de nuevo proceso de laminación



Fuente: Ibíd.

Es importante someter la pieza a calor hasta asegurarse que está totalmente seca y libre de cualquier impureza o remanentes de resina.

6.3.4.3 Laminación en fibra de carbono con resina Epoxi

Al igual que el proceso anterior este laminado se realizó de manera manual. Se adquirió 3 metros lineales de fibra de carbono de gramaje 225 g/m^2 , lo que traduce a una fibra gruesa de mayor resistencia a la tracción, soporta mayores tensiones que fibras de carbono de menor gramaje, para dar óptima seguridad al piloto en caso de impacto, así como eficiencia por ser un material liviano, además de fácil manejo por permitir ser moldeado en cualquier forma.

Es de vital importancia a la hora de confeccionar una pieza en este material, no perder de vista la orientación de las fibras pues esto determinará en gran medida la resistencia a la fatiga de dicha pieza y su flexibilidad.

Normalmente cada pieza se construye con capas de fibra en diferentes direcciones. Para obtener un grosor de aproximadamente 1 milímetro se necesitan unas 3 ó 4 capas de fibra de carbono.

En esta parte de laminación se trabajaron con 3 tramos completos de 170cm X 55cm para asegurar el cubrimiento total de la superficie, el tipo de resina para fibras de carbono es epóxica, por lo que se usó resina “West System 105 Epoxyresin” y sistema de catalizador compatible “West System 205 FastHardener” Propiedades y demás especificaciones están contenidas en la ficha técnica contenida en el anexo F.

Epoxi WEST SYSTEM es resina para aviación que ofrece alta calidad e impregnado uniforme. Inicialmente se hizo la laminación para el intradós utilizando 3 onzas de resina y el equivalente al 20% de endurecedor, el proceso de gelificación tardó entre 60 y 70 minutos, el tiempo de endurecimiento tomó aproximadamente 8 horas y el curado final cerca de un día, con ayuda de una lámpara de calor eléctrica por infrarrojos se tuvo control del ambiente con rangos entre 67°F (19°C) y 72°F (22°C) para un curado debido a que el proceso se realizó en las horas de la noche en la zona de CATAM donde soplan vientos fuertes, la temperatura disminuye.

Figura 89. Resina Epóxica y catalizador West System



Fuente: *Ibíd.*

La reacción exotérmica se produjo en dos momentos, al aplicar más del 20% de catalizador y a una temperatura de 75°F (24°C) o superior desprendiendo humo, dañando en cuestión de segundos la resina.

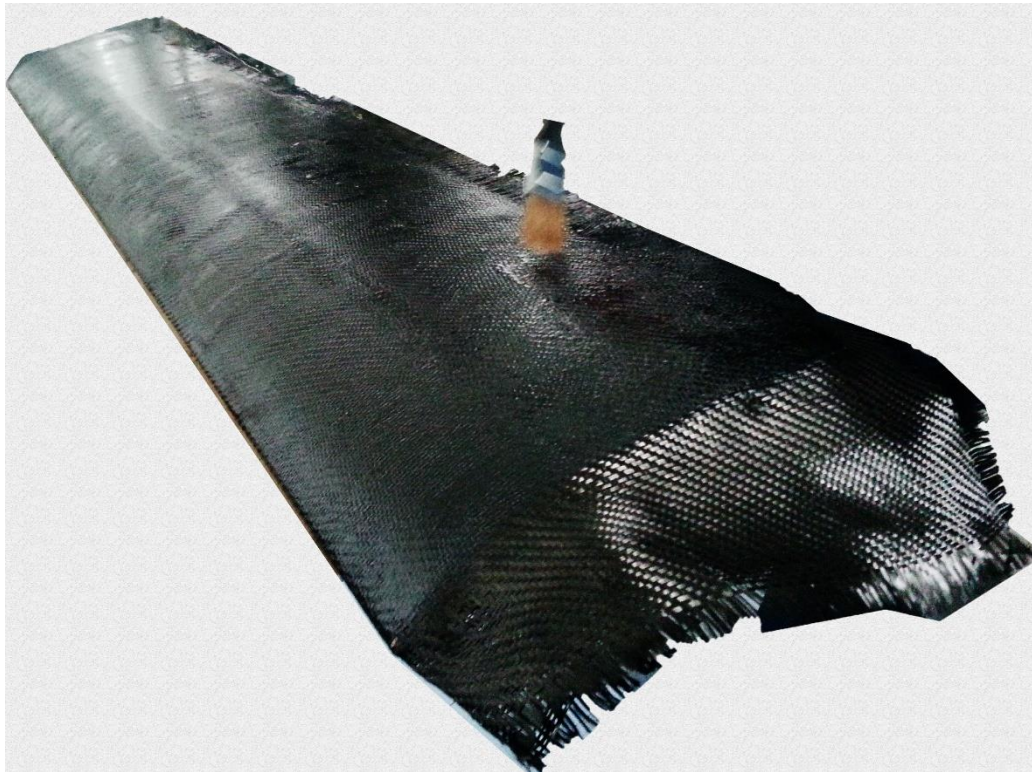
Figura 90. Reacción exotérmica en resina epoxi



Fuente: *Ibíd.*

Es imprescindible que la fibra de carbono sea bien impregnada con la resina y de manera uniforme, para adquirir las propiedades mecánicas y físicas completas en la pieza una vez obtiene un curado total. En la figura 91 se muestra el proceso de impregnación sobre la fibra de carbono con la mezclaEpoxy West System a través de una brocha plana de cerdas compactas.

Figura 91. Impregnación de resina epoxica catalizada con brocha



Fuente: Ibíd.

Para Sobreponer la segunda capa de fibra de carbono, es necesario permitir que la primera adquiriera un proceso de endurecimiento de 8 horas aproximadamente. A continuacion, en la figura 92 se muestra el proceso de revestimiento en el aleron delatero con la fibra de carbono para su posterior impregnacion con resina.

Figura 92. Revestimiento de la segunda capa en fibra de carbono



Fuente: Ibíd.

Además de realizar la mezcla de resina en porciones exactas como lo recomienda el fabricante, las condiciones ambientales es otro aspecto importante, pues a temperaturas bajas es posible que no haya proceso de curado y en temperaturas elevadas también resulta sumamente laborioso trabajar con la resina por su exceso de adhesividad. En la figura 93 se muestra el control del entorno que se logró a través de una lámpara de calor eléctrica por infrarrojos manteniendo siempre una de temperatura ideal entre 19°C y 22°C medidos a través de un anemómetro digital el cual tenía implementado una termocupla.

Figura 93. Curado con ayuda de lámpara de calor por infrarrojos



Fuente: Ibíd.

Excesos de fibra fueron cortados con pinzas de corte diagonal y La figura 94 muestra el proceso de lijado que se realizo con papel abrasivo de grano 120, 220 y 320 para eliminar imperfecciones y burbujas formadas en el proceso de curado y asegurar que la superficie estuviera lisa antes de sobreponer la siguiente capa de tejido.

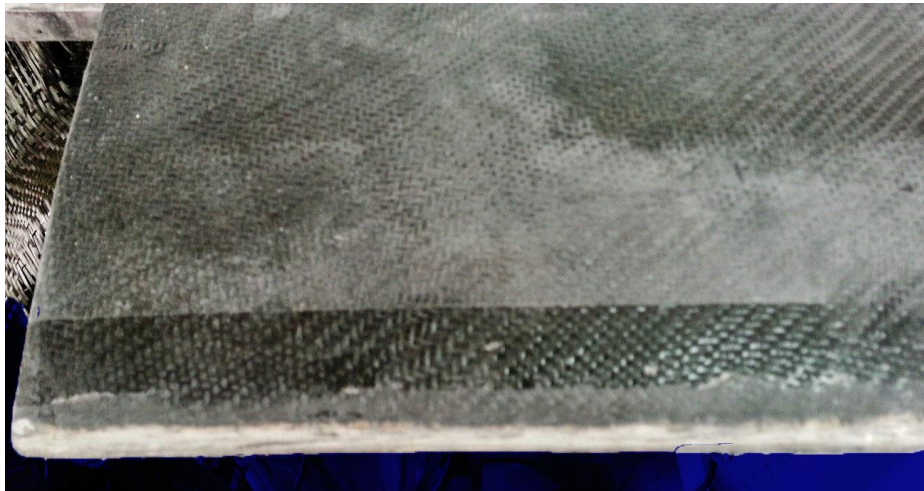
Figura 94. Lijado para posterior capa de laminación



Fuente: Ibíd.

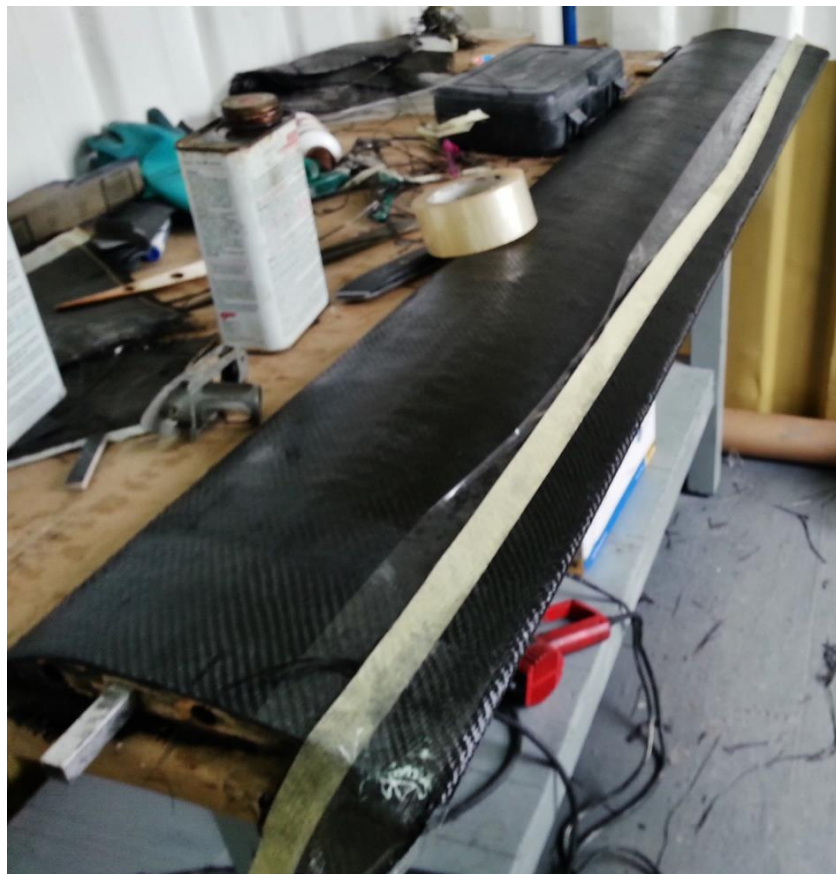
Por medio de una pulidora de punta eléctrica se desbastaron todos los residuos de fibra de carbono en el borde de salida para posteriormente hacer una laminación adicional en esta sección que necesita mayor resistencia por ser ésta la parte más delgada de la pieza. En la figura 95 y 96 se muestran la eliminación de excesos de resina en el borde de salida y el proceso de laminación a través de una tira en fibra de carbono respectivamente.

Figura 95. Eliminación de imperfecciones en borde de salida



Fuente: Ibíd.

Figura 96. Laminación en el borde de salida



Fuente: Ibíd.

El tiempo de curado total en donde se adquirieron las propiedades físicas y mecánicas del alerón delantero tomo un periodo de 64 horas, que representa alrededor de 4 días de arduo trabajo para concluir con la pieza. Una vez transcurrido este periodo se realizó un acabado superficial en el alerón delantero, humedeciendo la superficie con agua y usando papel abrasivo suave de grano 1000 y 1200, luego de limpiarlo con estopa para darle brillo como se muestran en las figuras 97 y 98 respectivamente.

Figura 97. Acabado superficial con papel abrasivo y agua



Fuente: Ibíd.

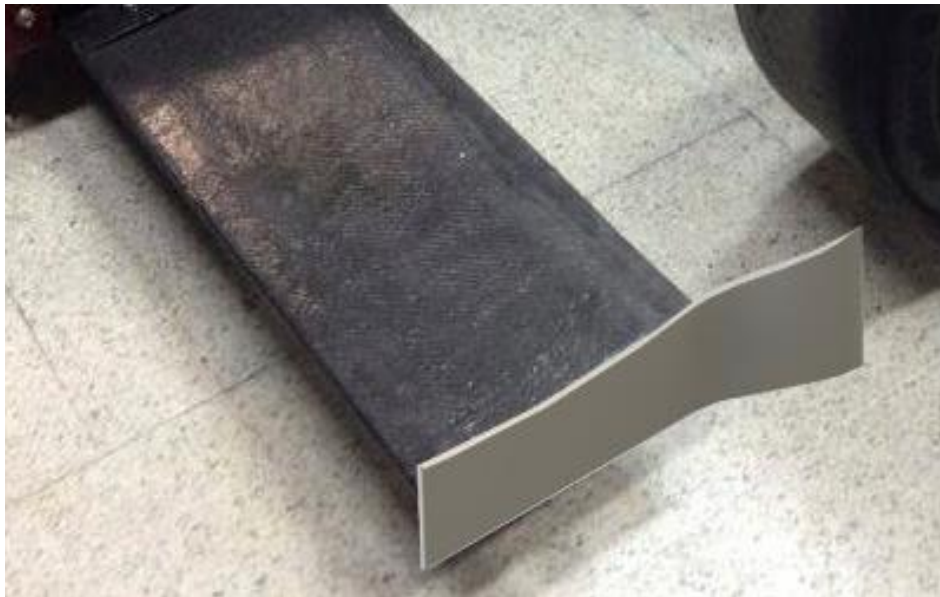
Figura 98. Acabado final del alerón delantero.



Fuente: Ibíd.

Las derivas laterales del alerón delantero para la escudería DCM fueron fabricadas con el patrocinio de “STRATASYS FOR A 3D WORLD”, una empresa de impresión de piezas 3D. El material del cual están fabricadas las derivas es FDM Nylon 12, especial para crear prototipos avanzados y herramientas especiales para aplicaciones que exigen alta resistencia a la fatiga, presión y fricción. A continuación se muestra la deriva lateral izquierda en el alerón delantero.

Figura 99. Deriva lateral del alerón delantero



7. CONCLUSIONES

1. Para carreras en donde las velocidades no superan los 130 km/h el habitáculo del piloto no debe ser cerrado ya que esto genera altas presiones lo que se traduce a resistencia al avance, además garantiza que a el alerón trasero llegue el flujo de manera organizada por ende que genere el total de downforce (necesario para entrar y salir rápidamente de la curvas) para el cual fue diseñado.
2. El alerón trasero para pistas con velocidad menor a 260 Km/h deben de ser diseñados como un ala rectangular ya que al tener formas estéticas (curvas muy pronunciadas) reducen su rendimiento es decir no generan el total de la sustentación negativa necesaria.
3. Para la selección de perfiles aerodinámicos es importante considerar el tipo de pista que se va a correr, las condiciones como temperatura, el rango de velocidades que el carro es capaz de correr además de las limitantes que por reglamento se establece. Los perfiles seleccionados para alerón trasero y delantero fueron NACA 9412 y NACA 6412 respectivamente.
4. Para el alerón trasero y delantero los mejores coeficientes de sustentación se generaban a 12° y 6° respectivamente, sin embargo solo es viable instalarlos a 9° y 4° para que se generen cargas aerodinámicas en el carro garantizando la estabilidad y maniobrabilidad en pista.
5. Las derivas laterales del alerón delantero fueron reducidas en su curvatura debido que la máxima presión se presentaba en las puntas con valores de 879.577 Pascales aproximadamente y aunque direccionaban el flujo a los largo de las ruedas de una manera aceptable, a su vez generaban estancamiento del fluido sobre ellas.
6. Durante las pruebas experimentales el parámetro de similaridad de Reynolds entre el vehículo real y el prototipo impreso a escala menor se cumplió para velocidades de 40.1583 m/s en el túnel de viento que equivale a la simulación de velocidad de 6.0922 m/s del vehículo real en pista; esto debido a las condiciones máximas de operación del túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores, en específico la potencia máxima disponible de 25 HP a 1800 rpm que equivale a una velocidad máxima de 41 m/s.
7. La reducción de peso en la fabricación del alerón delantero, genera mayor rendimiento. Su peso final fue 3.1 Kg pero puede ser reducido hasta 1.18 veces aproximadamente, utilizando entre 2 y 3 secciones de cortes en poliuretano de alta densidad, a través de máquinas de corte de CNC (Control

Numérico Computarizado), con una profundidad de alrededor 0.80 m para evitar mecanizado, o muchas particiones del molde lo que se convierte en imprecisión al momento de la alineación y ajustes entre sí.

8. Se evidencio claramente que las superficies aerodinámicas más importantes de un carro tipo formula son los alerones tanto trasero y delantero ya que estos direccionan y organizan el flujo en el vehículo además ofrecen fuerza de adherencia del carro con respecto al asfalto la implementación correcta de estos brindan mayor estabilidad y velocidad tanto en curvas como en rectas, con ayuda de herramientas computacionales y experimentales se puede optimizar la forma del vehículo con dichas superficies como se implementó en este caso de estudio.

8. RECOMENDACIONES

La experiencia obtenida a lo largo de la realización de este proyecto permite dar algunas recomendaciones que podrían ser implementadas a esta investigación o a otros estudios que se realicen sobre otros vehículos de competencia eléctricos tipo formula con el fin de generar enriquecimiento en la búsqueda de conocimiento, además de aportes significativos a estos estudios aerodinámicos.

- Se recomienda trabajar con la mitad de la geometría del carro para conseguir reducir el tiempo de simulación, pues la geometría de los diseños es simétrica.
- Simular las líneas de corriente que ve el alerón a la entrada de una curva y ver cómo afecta esto, Cambiando la dirección del viento; pues en este proyecto solo se simulo el flujo de manera ortogonal a la cara de entrada
- Estudiar los alerones de manera independiente variando las alturas con respecto al suelo para observar si puede haber un aumento de rendimiento aerodinámico o no.
- Realizar las pruebas experimentales en un túnel de viento con sección de pruebas mayor para lograr cumplir con los parámetros de similaridad que rigen la dinámica de los fluidos a velocidades mayores

9. BIBLIOGRAFIA

- [1] Aerodinámica En Los Automóviles De Carrera. [En Línea] Caracas 10 de Junio del 2002. Ventajas de la aerodinámica en los automóviles de carrera, <http://dojadu.bligoo.com/aerodinamica-en-los-automoviles-de-carrera>
- [2] ANDERSON JR , John D, FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS, 3 EDITION Mc Graw Hill
- [3] ANDERSON, John D. COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS, The basics with applications, 2 Ed: 1995. McGraw-Hill
- [4] Análisis del efecto suelo en el alerón delantero de un vehículo tipo formula [En Línea] [http://kosmos.upb.edu.co/web/uploads/articulos/\(A\)_Analisis_del_Efecto_Suelo_en_el_Aleron_Delantero_de_un_Vehiculo_Tipo_Formula_1223.pdf](http://kosmos.upb.edu.co/web/uploads/articulos/(A)_Analisis_del_Efecto_Suelo_en_el_Aleron_Delantero_de_un_Vehiculo_Tipo_Formula_1223.pdf)
- [5] CARMONA , Anibal isidoro. AERODINAMICA Y ACTUACIONES DEL AVION, 10° edición, paraninfo.
- [6] Diseño e implementación de un alerón de mando electrónico de posición variable para un vehículo toyota corolla, [En Línea] <http://dspace.esPOCH.edu.ec/handle/123456789/2965>
- [7] Estudio comparativo teórico de la evolución 2008/2009 de los alerones delanteros de Formula 1 [En Línea] <https://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/6757/1/memoria.pdf>
- [8] Formula Sena eco , escudería A.R.A regional Antioquia, 2012. [En Línea] <http://comunica.sena.edu.co/formulasena/Documentos/Anteproyectos/Antioquia.pdf>
- [9] FORMULA E. The new global electric Racing series. [En Línea] Environment, <http://www.fiaformulae.com/vision-of-the-future>.
- [10] HOUGHTHON , e.l , CARPENTER, P.w , AERODYNAMICS FOR ENGINEERING STUDENTS, fifth edition, butterworth Heineman editorial
- [11] INNOVATION AND TECHNOLOGY. The next generation of racing moves closer. [En Línea] November 21, 2013 Formula E car tests for first time, <http://www.jamesallenonf1.com/2013/11/the-next-generation-of-racing-moves-closer-formula-e-car-tests-for-first-time/>
- [12] KARTZ , Joseph , RACE CAR AERODYNAMICS DESIGNING FOR SPEED , 2nd edition Bentley publisher.

[13] Mc.BEATH, Simon. COMPETITION CAR AERODYNAMICS, 2 Ed: March 2011

[14] RUSSELL, Hotten. Electric cars. [En Línea] 11 September 2013 Last updated. Future of motorsport or green gimmick?,<http://www.bbc.co.uk/news/business-24053853>.

[15] STEVEN, de Groote. F1 Technical.[En Línea] 14 May 2009. Aerodynamics in racing.<http://www.f1technical.net/articles/10?sid=3dcb64321c574f506f1f0f43a0bdbf7b>

ANEXO A

ANÁLISIS AERODINÁMICO 2D ALERON TRASERO

ANEXO A

Este anexo contiene todo el análisis aerodinámico para la selección de perfil del alerón trasero, el programa en el cual se realizó el estudio de los perfiles NACA 4415, 6412,9410 Y 9412 es *XFOIL* a diferentes rangos de velocidad (40, 80,100,110 y 130 Km/h). La graficas muestran los coeficientes aerodinámicos como CL, CD y CM desde 1 hasta 20°, de igual manera la distribución de presión en este mismo rango. Las gráficas correspondientes a un determinado ángulo muestran el desprendimiento de capa limite en el perfil, las líneas punteadas representan la distribución para flujo no viscoso pero para este caso de estudio corresponde es flujo viscoso por ende las línea roja y azul representa la distribución tanto en intradós como estrados, a continuación se encuentra un análisis detallado para cada perfil.

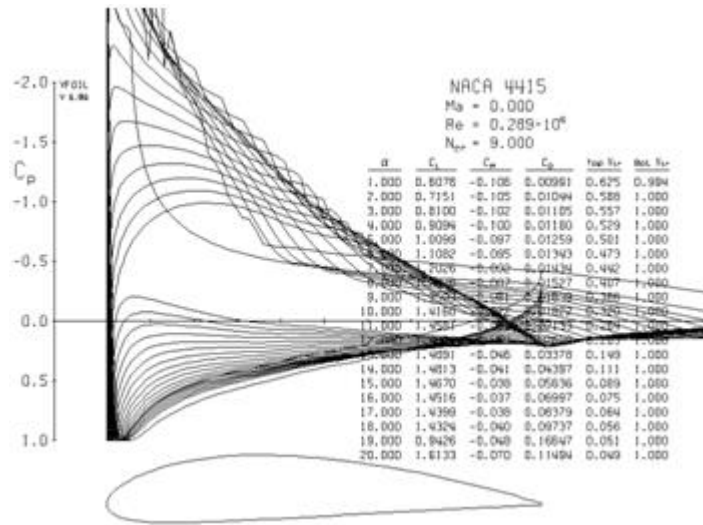
Perfil NACA 4415: 40 Km/h, Reynolds 289.132 y Mach 0.0325

Tabla 1. Coeficientes aerodinámicos para el perfil NACA 4415 a 40 Km/h

XFOIL		Version 6.96				
Calculated polar for: NACA 4415						
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed		
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.032	Re =	0.289 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_xtrf	Bot_xtrf
1.000	0.6078	0.00991	0.00416	-0.1057	0.6246	0.9934
2.000	0.7155	0.01045	0.00431	-0.1053	0.5879	1.0000
3.000	0.8104	0.01106	0.00471	-0.1019	0.5564	1.0000
4.000	0.9099	0.01180	0.00528	-0.0995	0.5283	1.0000
5.000	1.0105	0.01260	0.00596	-0.0975	0.5010	1.0000
6.000	1.1088	0.01344	0.00680	-0.0950	0.4727	1.0000
7.000	1.2031	0.01435	0.00770	-0.0920	0.4421	1.0000
8.000	1.2883	0.01528	0.00870	-0.0873	0.4068	1.0000
9.000	1.3596	0.01641	0.00991	-0.0804	0.3661	1.0000
10.000	1.4162	0.01825	0.01176	-0.0717	0.3191	1.0000
12.000	1.4826	0.02639	0.01968	-0.0535	0.2027	1.0000
13.000	1.4883	0.03394	0.02713	-0.0458	0.1482	1.0000
14.000	1.4804	0.04418	0.03738	-0.0404	0.1112	1.0000
15.000	1.4658	0.05664	0.04997	-0.0378	0.0889	1.0000
16.000	1.4508	0.07022	0.06376	-0.0372	0.0745	1.0000
17.000	1.4390	0.08408	0.07784	-0.0379	0.0641	1.0000
18.000	1.4316	0.09767	0.09164	-0.0396	0.0563	1.0000
19.000	1.4306	0.11051	0.10470	-0.0420	0.0500	1.0000

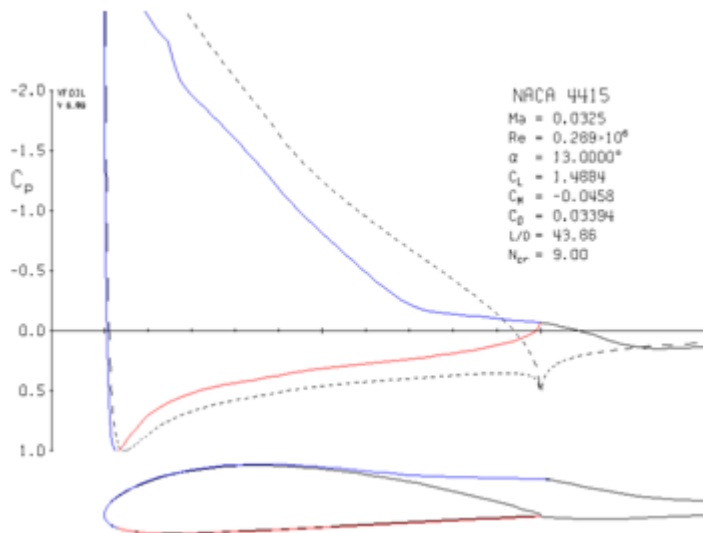
Fuente: Adaptada por los autores del proyecto de Xfoil 6.96

Gráfica 1. Distribución de presión del perfil NACA 4415 a 40 Km/h



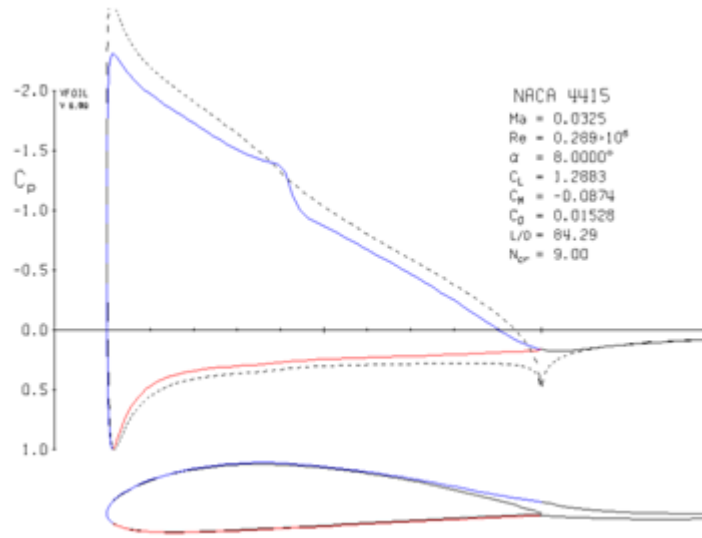
Fuente: Ibíd.

Gráfica 2. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a ángulo de 13°



Fuente: Ibíd.

Gráfica 3. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a ángulo de 8°



Fuente: Ibíd.

En la gráfica 2 se puede observar que a pesar que a 13 grados el perfil genera el máximo coeficiente de sustentación hay desprendimiento de la capa límite al 70% del perfil a diferencia como se muestra en la gráfica 3, el comportamiento del fluido sobre el perfil es laminar.

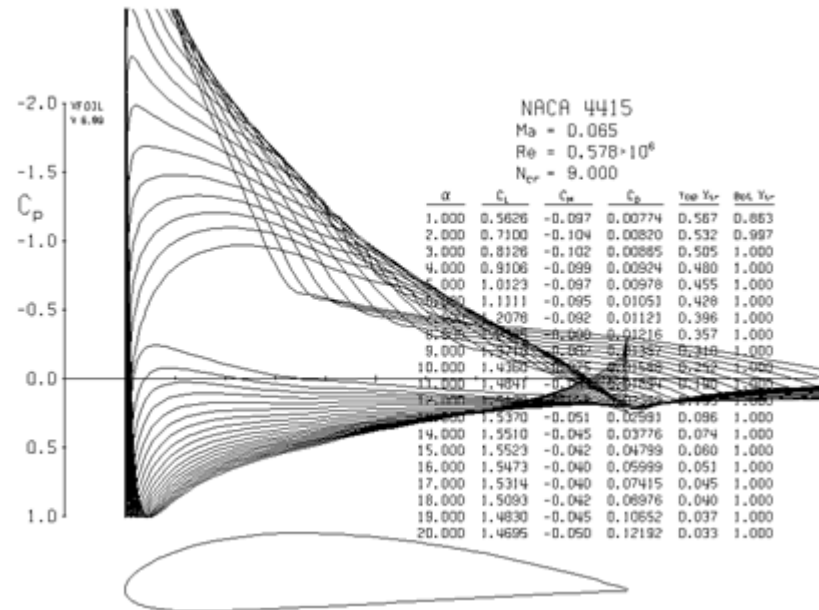
Perfil NACA 4415: 80 Km/h, Reynolds 578.132 y Mach 0.0650

Tabla 2. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 80 Km/h

XFOIL		Version 6.96				
Calculated polar for: NACA 4415						
1 1 Reynolds number fixed			Mach number fixed			
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.065	Re =	0.578 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5626	0.00774	0.00276	-0.0969	0.5670	0.8629
2.000	0.7099	0.00820	0.00312	-0.1039	0.5323	0.9969
3.000	0.8126	0.00865	0.00339	-0.1021	0.5047	1.0000
4.000	0.9106	0.00924	0.00381	-0.0993	0.4799	1.0000
5.000	1.0123	0.00978	0.00432	-0.0973	0.4553	1.0000
6.000	1.1111	0.01051	0.00495	-0.0948	0.4283	1.0000
7.000	1.2078	0.01122	0.00565	-0.0922	0.3963	1.0000
8.000	1.2965	0.01216	0.00654	-0.0882	0.3572	1.0000
9.000	1.3710	0.01357	0.00783	-0.0819	0.3097	1.0000
10.000	1.4360	0.01568	0.00978	-0.0749	0.2524	1.0000
11.000	1.4841	0.01894	0.01279	-0.0666	0.1900	1.0000
12.000	1.5170	0.02359	0.01723	-0.0581	0.1350	1.0000
14.000	1.5510	0.03775	0.03139	-0.0452	0.0739	1.0000
15.000	1.5523	0.04798	0.04179	-0.0417	0.0601	1.0000
16.000	1.5473	0.05999	0.05405	-0.0402	0.0511	1.0000
17.000	1.5314	0.07414	0.06849	-0.0404	0.0450	1.0000
18.000	1.5094	0.08974	0.08437	-0.0421	0.0403	1.0000
19.000	1.4830	0.10651	0.10141	-0.0455	0.0366	1.0000
20.000	1.4695	0.12192	0.11712	-0.0499	0.0334	1.0000

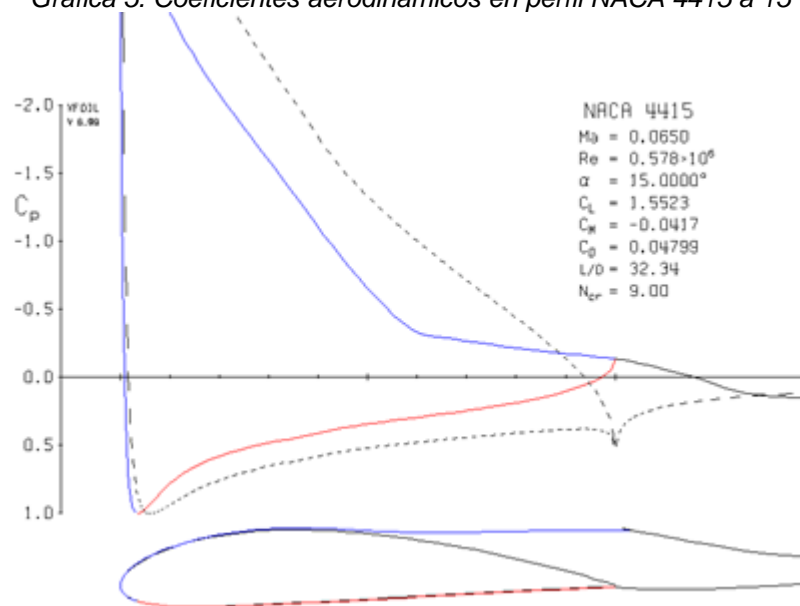
Fuente: Ibíd.

Gráfica 4. Distribucion de presiones en Perfil NACA 4415 a 80 Km/h



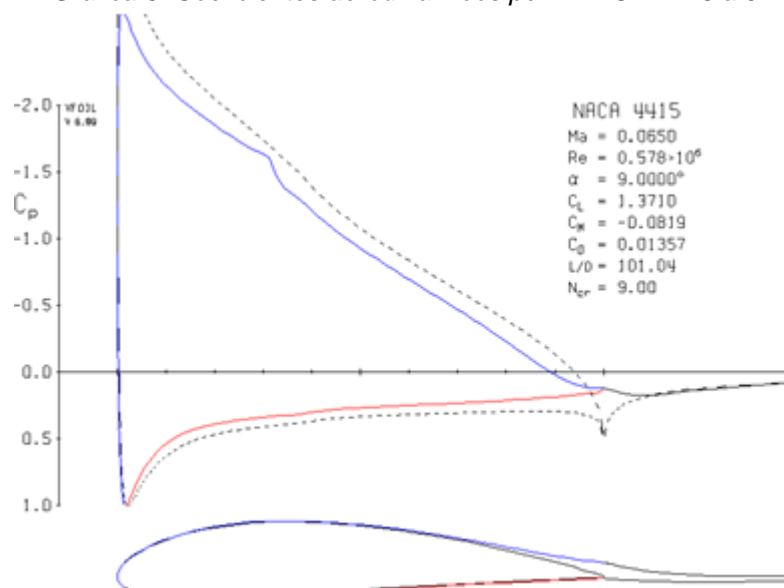
Fuente: Ibíd.

Gráfica 5. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 15°



Fuente: Ibíd.

Gráfica 6. Coeficientes aerodinámicos perfil NACA 4415 a 9°



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 4415: 100 Km/h, Reynolds 708.375 y Mach 0.0797

Tabla 3. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 100 Km/h

XFOIL Version 6.96

Calculated polar for: NACA 4415

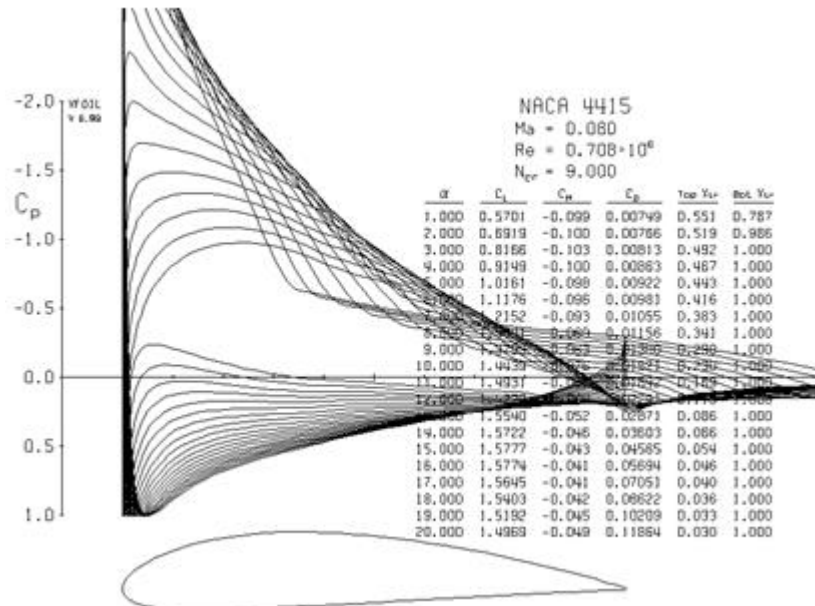
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.080 Re = 0.708 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5701	0.00749	0.00246	-0.0988	0.5506	0.7870
2.000	0.6918	0.00766	0.00285	-0.0999	0.5185	0.9855
3.000	0.8166	0.00813	0.00315	-0.1028	0.4915	1.0000
4.000	0.9148	0.00864	0.00351	-0.1000	0.4674	1.0000
5.000	1.0161	0.00922	0.00400	-0.0978	0.4435	1.0000
6.000	1.1175	0.00981	0.00456	-0.0959	0.4163	1.0000
7.000	1.2151	0.01055	0.00524	-0.0933	0.3825	1.0000
8.000	1.3041	0.01156	0.00614	-0.0893	0.3408	1.0000
9.000	1.3799	0.01300	0.00743	-0.0832	0.2903	1.0000
10.000	1.4439	0.01521	0.00940	-0.0760	0.2305	1.0000
11.000	1.4931	0.01841	0.01235	-0.0677	0.1687	1.0000
12.000	1.5279	0.02290	0.01664	-0.0593	0.1184	1.0000
13.000	1.5539	0.02870	0.02239	-0.0520	0.0855	1.0000
14.000	1.5722	0.03602	0.02979	-0.0464	0.0658	1.0000
15.000	1.5778	0.04564	0.03956	-0.0426	0.0536	1.0000
16.000	1.5774	0.05693	0.05110	-0.0408	0.0460	1.0000
17.000	1.5646	0.07049	0.06495	-0.0405	0.0404	1.0000
18.000	1.5403	0.08622	0.08096	-0.0420	0.0364	1.0000
19.000	1.5191	0.10210	0.09714	-0.0448	0.0331	1.0000
20.000	1.4969	0.11864	0.11400	-0.0492	0.0303	1.0000

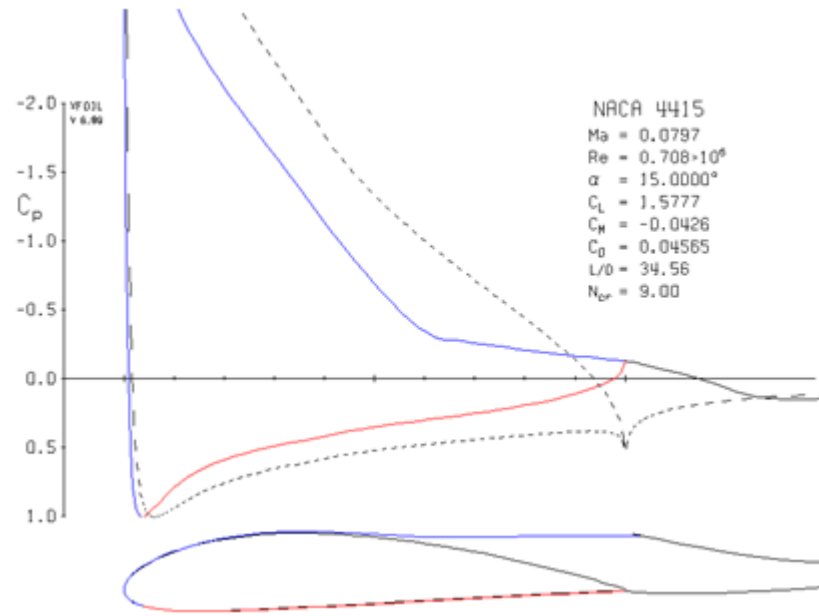
Fuente: Ibíd.

Gráfica 7. Distribucion de presiones en Perfil NACA 4415 a 100 Km/h



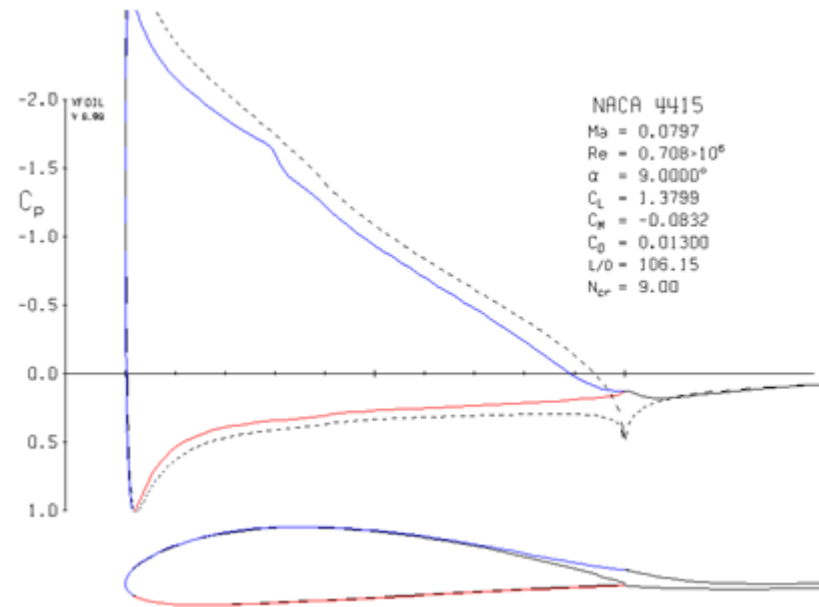
Fuente: Ibíd.

Gráfica 8. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 15° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 9. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 9° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 4415: 110 Km/h, Reynolds 795.114 y Mach 0.0894

Tabla 4. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 110 Km/h

XFOIL Version 6.96

Calculated polar for: NACA 4415

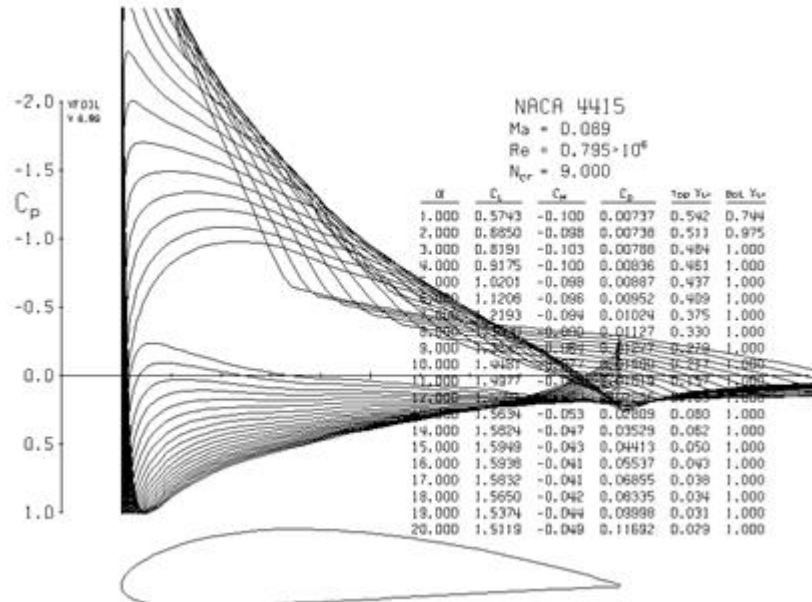
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.089 Re = 0.795 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5742	0.00737	0.00231	-0.0997	0.5417	0.7443
2.000	0.6850	0.00738	0.00271	-0.0984	0.5113	0.9749
3.000	0.8191	0.00788	0.00302	-0.1033	0.4840	1.0000
4.000	0.9175	0.00836	0.00338	-0.1004	0.4608	1.0000
5.000	1.0201	0.00887	0.00383	-0.0985	0.4369	1.0000
6.000	1.1208	0.00952	0.00439	-0.0963	0.4095	1.0000
7.000	1.2193	0.01024	0.00505	-0.0939	0.3745	1.0000
8.000	1.3090	0.01127	0.00595	-0.0900	0.3305	1.0000
9.000	1.3842	0.01277	0.00726	-0.0838	0.2786	1.0000
11.000	1.4977	0.01819	0.01217	-0.0682	0.1567	1.0000
12.000	1.5341	0.02256	0.01635	-0.0598	0.1094	1.0000
13.000	1.5632	0.02810	0.02185	-0.0527	0.0795	1.0000
14.000	1.5823	0.03529	0.02911	-0.0470	0.0615	1.0000
15.000	1.5949	0.04413	0.03813	-0.0432	0.0505	1.0000
16.000	1.5938	0.05536	0.04959	-0.0411	0.0432	1.0000
17.000	1.5831	0.06856	0.06306	-0.0406	0.0380	1.0000
18.000	1.5650	0.08334	0.07815	-0.0417	0.0343	1.0000
19.000	1.5376	0.09995	0.09506	-0.0444	0.0313	1.0000
20.000	1.5119	0.11691	0.11231	-0.0488	0.0287	1.0000

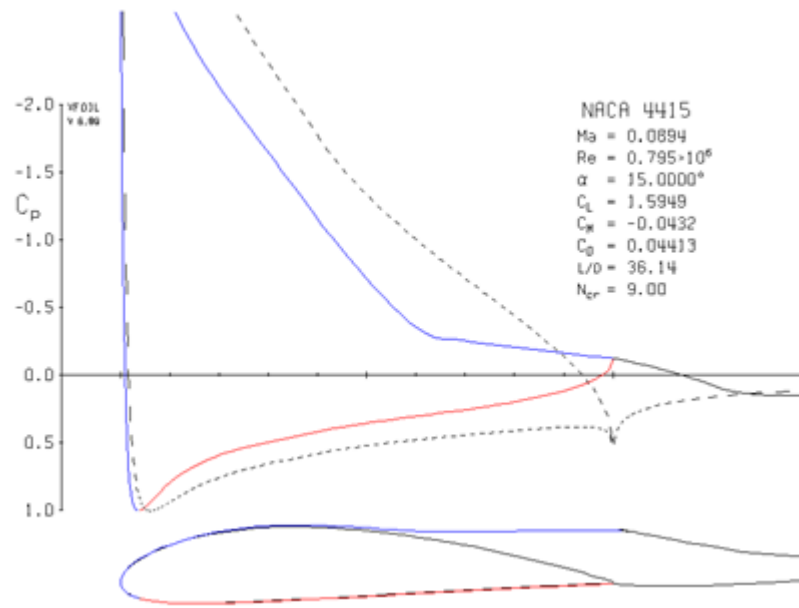
Fuente: Ibíd.

Gráfica 10. Distribucion de presiones en Perfil NACA 4415 a 110 Km/h



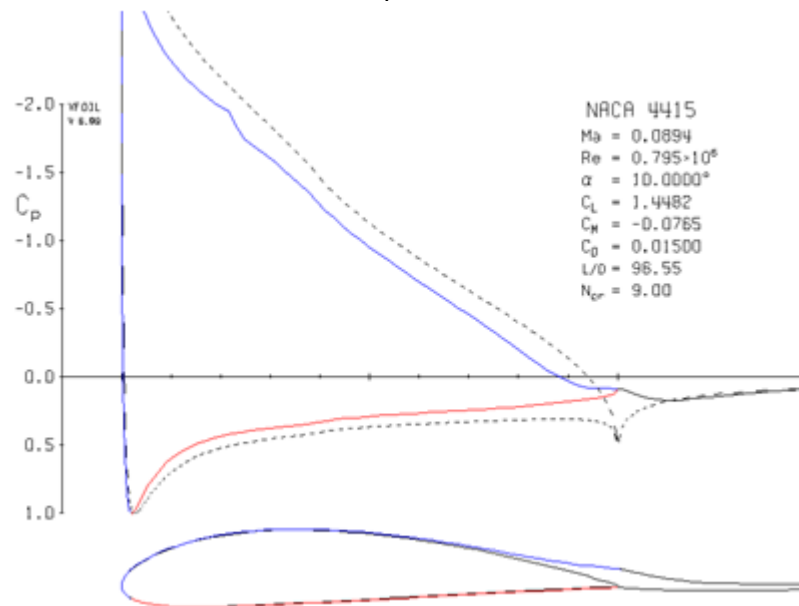
Fuente: Ibíd.

Gráfica 11. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 15° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 12. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 9° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 4415: 130 Km/h, Reynolds 939.682 y Mach 0.1057

Tabla 5. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.96

calculated polar for: NACA 4415

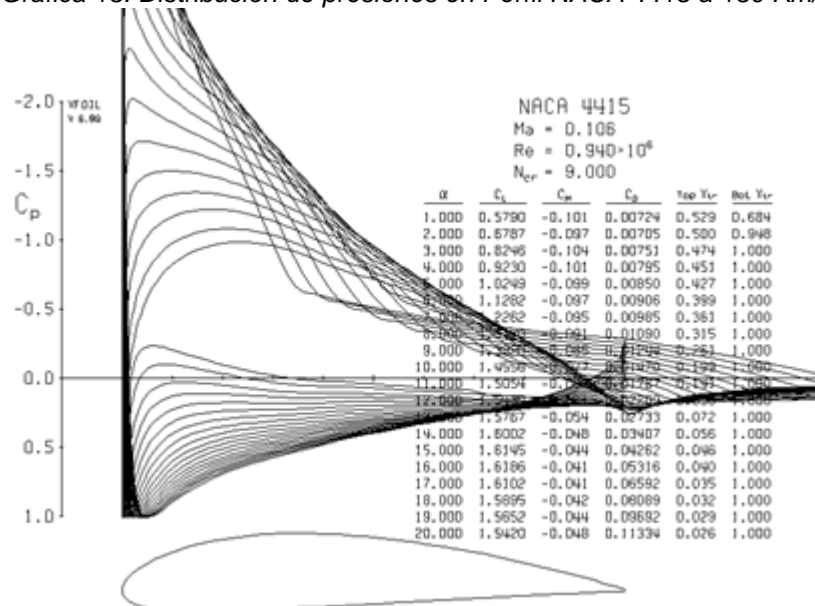
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.105 Re = 0.940 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5790	0.00724	0.00214	-0.1006	0.5294	0.6841
2.000	0.6786	0.00705	0.00253	-0.0970	0.5001	0.9482
3.000	0.8246	0.00751	0.00286	-0.1043	0.4742	1.0000
4.000	0.9229	0.00795	0.00319	-0.1013	0.4512	1.0000
5.000	1.0248	0.00850	0.00363	-0.0992	0.4273	1.0000
6.000	1.1281	0.00906	0.00413	-0.0974	0.3991	1.0000
7.000	1.2261	0.00985	0.00480	-0.0949	0.3615	1.0000
8.000	1.3169	0.01090	0.00571	-0.0911	0.3155	1.0000
9.000	1.3919	0.01244	0.00703	-0.0848	0.2610	1.0000
10.000	1.4556	0.01469	0.00901	-0.0773	0.1989	1.0000
11.000	1.5053	0.01786	0.01192	-0.0689	0.1406	1.0000
12.000	1.5438	0.02208	0.01596	-0.0606	0.0980	1.0000
13.000	1.5766	0.02732	0.02119	-0.0536	0.0719	1.0000
14.000	1.6002	0.03406	0.02801	-0.0478	0.0561	1.0000
15.000	1.6146	0.04260	0.03672	-0.0438	0.0463	1.0000
16.000	1.6187	0.05312	0.04747	-0.0414	0.0396	1.0000
17.000	1.6104	0.06588	0.06049	-0.0407	0.0350	1.0000
18.000	1.5895	0.08085	0.07575	-0.0415	0.0316	1.0000
19.000	1.5654	0.09687	0.09206	-0.0439	0.0287	1.0000
20.000	1.5421	0.11330	0.10881	-0.0477	0.0265	1.0000

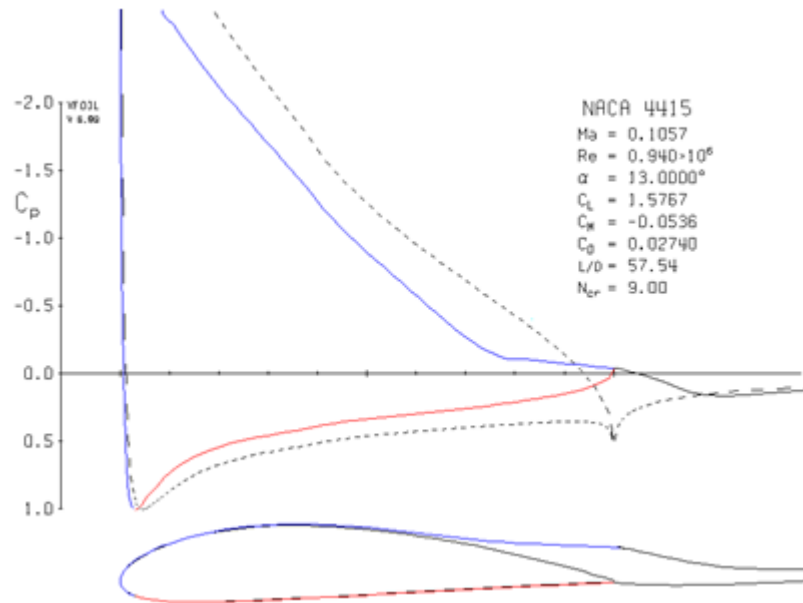
Fuente: Ibíd.

Gráfica 13. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 130 Km/h



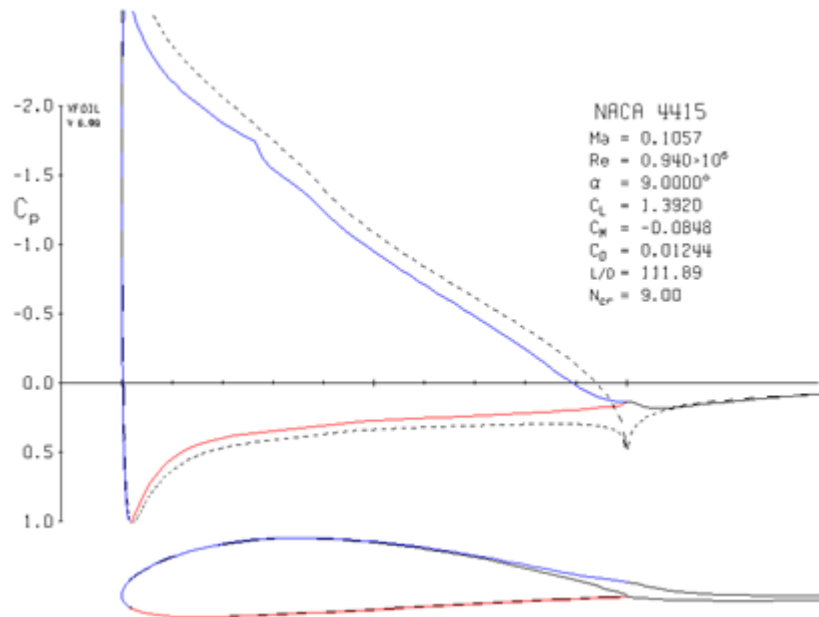
Fuente: Ibíd.

Gráfica 14. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 13° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 15. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 9° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 40 Km/h, Reynolds 289.132 y Mach 0.0325

Tabla 6. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

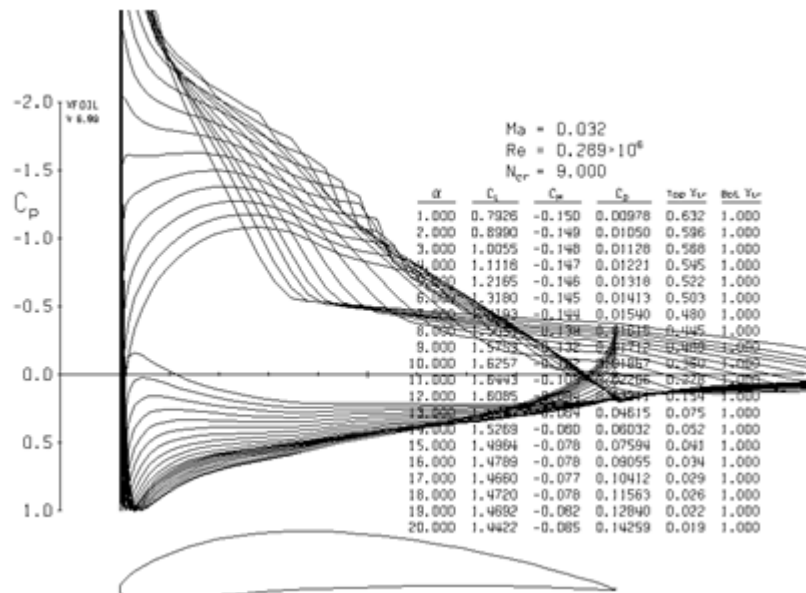
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.032 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7926	0.00978	0.00396	-0.1496	0.6321	1.0000
2.000	0.8990	0.01050	0.00424	-0.1486	0.5959	1.0000
3.000	1.0055	0.01128	0.00484	-0.1479	0.5681	1.0000
4.000	1.1118	0.01221	0.00562	-0.1473	0.5445	1.0000
5.000	1.2165	0.01318	0.00647	-0.1464	0.5217	1.0000
6.000	1.3180	0.01413	0.00765	-0.1451	0.5026	1.0000
7.000	1.4193	0.01540	0.00895	-0.1439	0.4801	1.0000
8.000	1.5034	0.01615	0.00983	-0.1391	0.4451	1.0000
9.000	1.5753	0.01712	0.01097	-0.1322	0.4093	1.0000
10.000	1.6257	0.01867	0.01268	-0.1221	0.3603	1.0000
11.000	1.6443	0.02266	0.01651	-0.1092	0.2779	1.0000
12.000	1.6085	0.03211	0.02534	-0.0942	0.1540	1.0000
14.000	1.5269	0.06032	0.05341	-0.0797	0.0518	1.0000
15.000	1.4964	0.07594	0.06936	-0.0778	0.0411	1.0000
16.000	1.4789	0.09055	0.08435	-0.0776	0.0342	1.0000
17.000	1.4660	0.10412	0.09825	-0.0772	0.0293	1.0000
18.000	1.4720	0.11563	0.11018	-0.0785	0.0259	1.0000
19.000	1.4692	0.12840	0.12327	-0.0817	0.0221	1.0000
20.000	1.4422	0.14259	0.13814	-0.0853	0.0193	1.0000

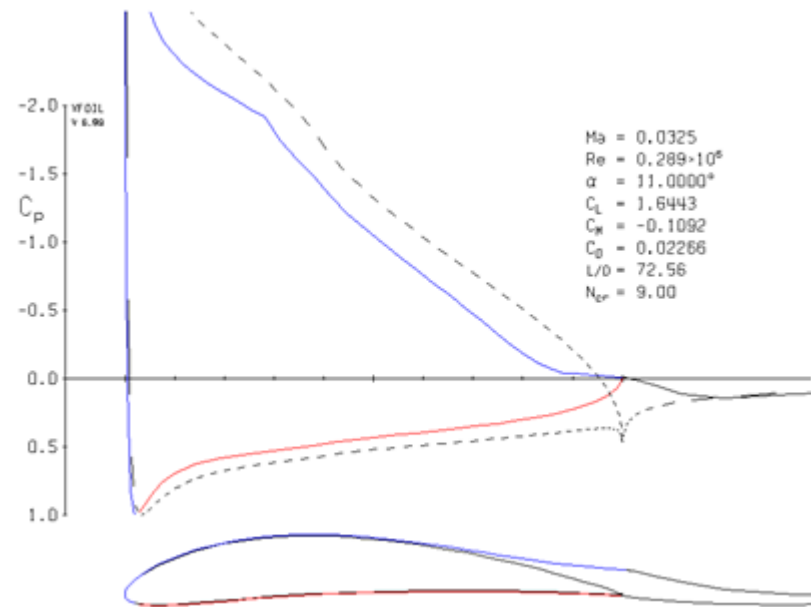
Fuente: Ibíd.

Gráfica 16. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 40 Km/h



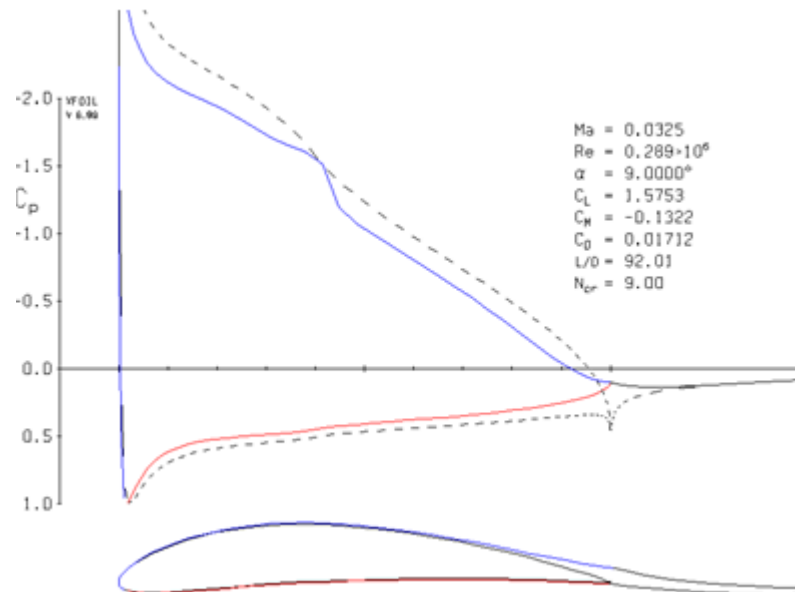
Fuente: Ibíd.

Gráfica 17. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 18. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 9° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Perfil NACA 6412: 80 Km/h, Reynolds 289.132 y Mach 0.0325

Tabla 7. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 80 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

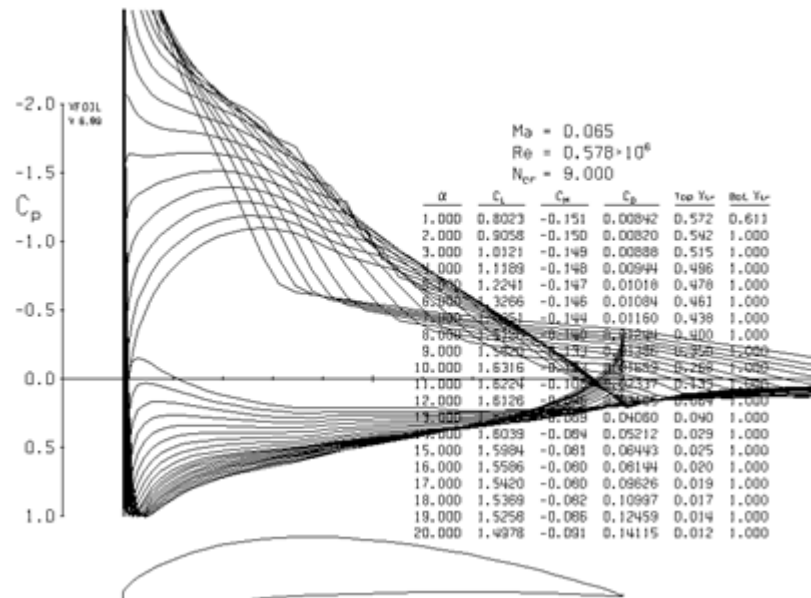
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.065 Re = 0.578 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.8023	0.00842	0.00270	-0.1515	0.5724	0.6113
2.000	0.9058	0.00820	0.00302	-0.1495	0.5420	1.0000
3.000	1.0121	0.00888	0.00348	-0.1487	0.5150	1.0000
4.000	1.1189	0.00944	0.00395	-0.1480	0.4964	1.0000
5.000	1.2241	0.01018	0.00464	-0.1471	0.4782	1.0000
6.000	1.3266	0.01084	0.00538	-0.1458	0.4606	1.0000
7.000	1.4251	0.01160	0.00621	-0.1438	0.4380	1.0000
8.000	1.5126	0.01244	0.00709	-0.1398	0.3999	1.0000
9.000	1.5820	0.01386	0.00841	-0.1326	0.3496	1.0000
10.000	1.6316	0.01659	0.01085	-0.1232	0.2682	1.0000
11.000	1.6224	0.02337	0.01686	-0.1077	0.1325	1.0000
12.000	1.6126	0.03165	0.02483	-0.0960	0.0639	1.0000
13.000	1.6137	0.04060	0.03390	-0.0887	0.0401	1.0000
14.000	1.6039	0.05212	0.04567	-0.0835	0.0293	1.0000
15.000	1.5984	0.06443	0.05836	-0.0809	0.0247	1.0000
16.000	1.5586	0.08144	0.07579	-0.0797	0.0202	1.0000
17.000	1.5420	0.09626	0.09101	-0.0803	0.0187	1.0000
18.000	1.5369	0.10997	0.10505	-0.0823	0.0166	1.0000
19.000	1.5258	0.12459	0.11994	-0.0858	0.0137	1.0000
20.000	1.4978	0.14115	0.13689	-0.0910	0.0117	1.0000

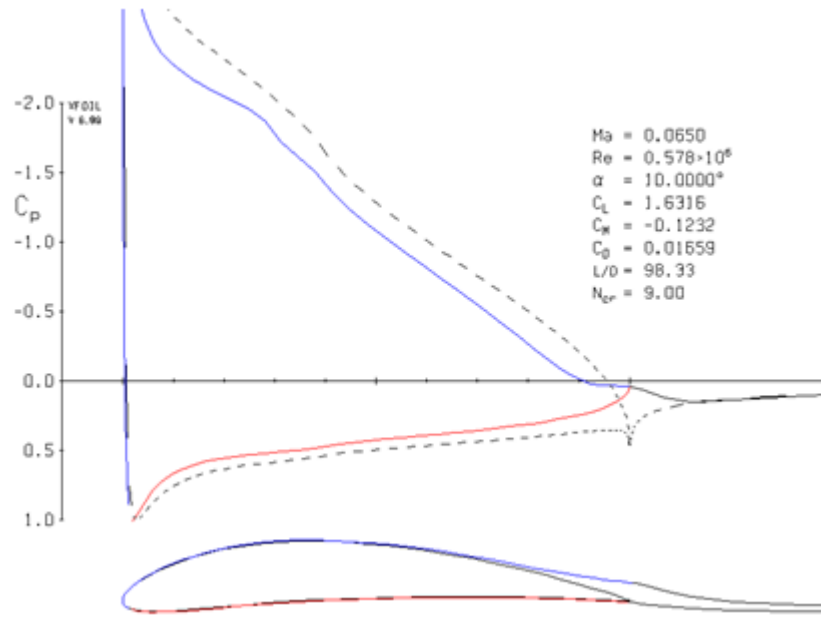
Fuente: Ibíd.

Gráfica 19. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 80 Km/h



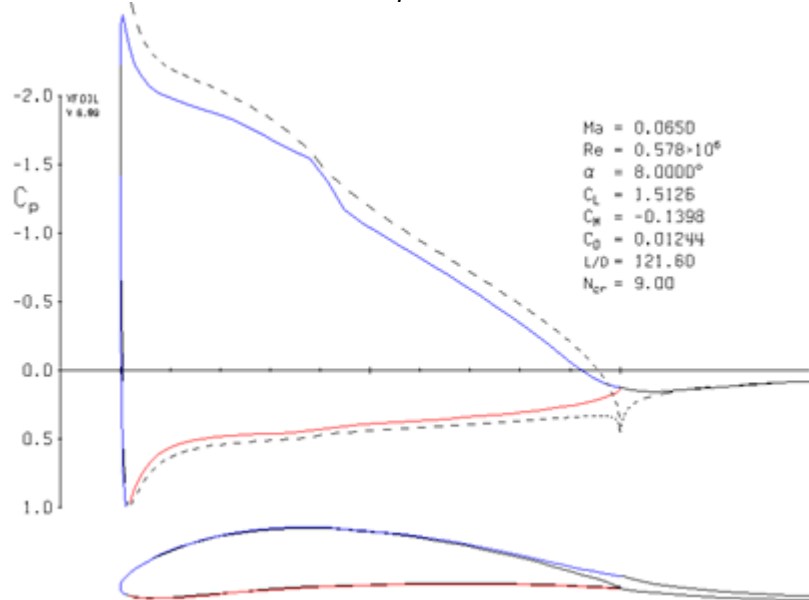
Fuente: Ibíd.

Gráfica 20. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 10° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 21. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 100 Km/h, Reynolds 708.325 y Mach 0.0797

Tabla 8. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 100 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

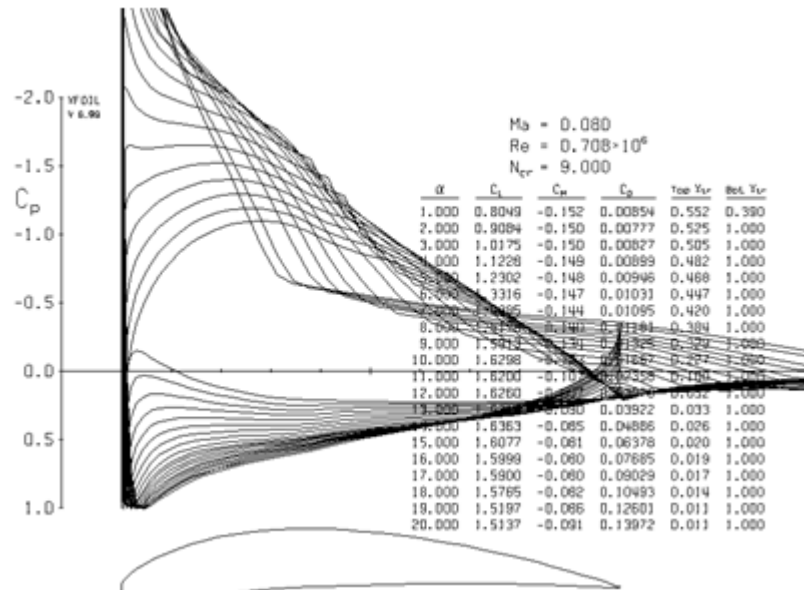
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.080 Re = 0.708 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.8049	0.00854	0.00240	-0.1516	0.5524	0.3896
2.000	0.9084	0.00777	0.00280	-0.1500	0.5254	1.0000
3.000	1.0175	0.00827	0.00319	-0.1496	0.5047	1.0000
4.000	1.1228	0.00899	0.00372	-0.1486	0.4816	1.0000
5.000	1.2302	0.00946	0.00424	-0.1481	0.4685	1.0000
6.000	1.3316	0.01031	0.00507	-0.1466	0.4469	1.0000
7.000	1.4285	0.01095	0.00571	-0.1442	0.4202	1.0000
8.000	1.5178	0.01181	0.00662	-0.1404	0.3841	1.0000
9.000	1.5913	0.01325	0.00795	-0.1341	0.3289	1.0000
10.000	1.6298	0.01667	0.01085	-0.1229	0.2274	1.0000
11.000	1.6200	0.02358	0.01703	-0.1075	0.1002	1.0000
12.000	1.6260	0.03070	0.02401	-0.0973	0.0524	1.0000
13.000	1.6311	0.03922	0.03262	-0.0899	0.0333	1.0000
14.000	1.6363	0.04886	0.04256	-0.0849	0.0260	1.0000
15.000	1.6077	0.06378	0.05788	-0.0814	0.0199	1.0000
16.000	1.5999	0.07685	0.07132	-0.0803	0.0186	1.0000
17.000	1.5900	0.09029	0.08511	-0.0802	0.0167	1.0000
18.000	1.5765	0.10493	0.10000	-0.0818	0.0139	1.0000
19.000	1.5197	0.12601	0.12160	-0.0863	0.0109	1.0000
20.000	1.5137	0.13972	0.13569	-0.0908	0.0106	1.0000

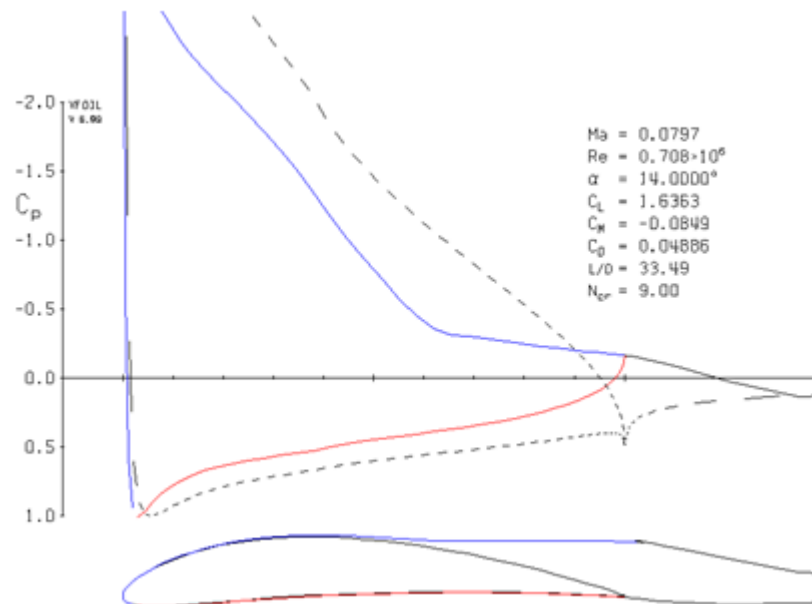
Fuente: Ibíd.

Gráfica 22. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 100 Km/h



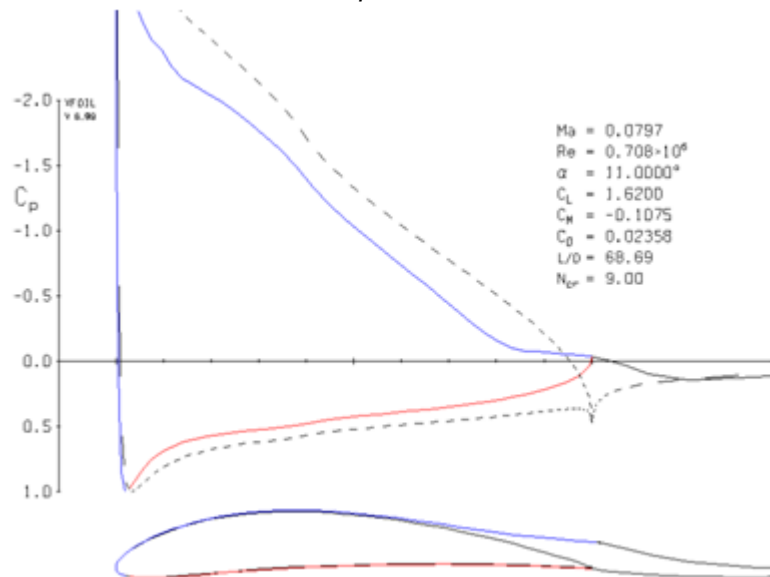
Fuente: Ibíd.

Gráfica 23. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 14° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 24. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 110 Km/h, Reynolds 795.114 y Mach 0.0894

Tabla 9. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 110 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

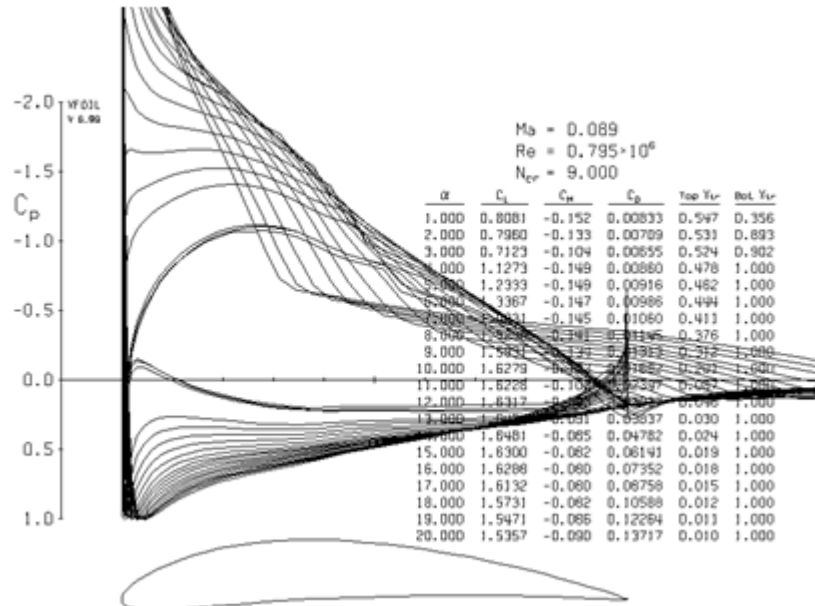
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.089 Re = 0.795 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.8081	0.00833	0.00226	-0.1521	0.5471	0.3557
4.000	1.1273	0.00860	0.00354	-0.1494	0.4781	1.0000
5.000	1.2333	0.00916	0.00407	-0.1486	0.4618	1.0000
6.000	1.3367	0.00986	0.00481	-0.1474	0.4442	1.0000
7.000	1.4331	0.01060	0.00549	-0.1449	0.4113	1.0000
8.000	1.5239	0.01145	0.00638	-0.1414	0.3760	1.0000
9.000	1.5931	0.01313	0.00782	-0.1343	0.3121	1.0000
10.000	1.6279	0.01682	0.01094	-0.1226	0.2015	1.0000
11.000	1.6228	0.02347	0.01695	-0.1077	0.0868	1.0000
12.000	1.6317	0.03037	0.02373	-0.0978	0.0463	1.0000
13.000	1.6424	0.03837	0.03187	-0.0906	0.0299	1.0000
14.000	1.6481	0.04782	0.04156	-0.0854	0.0236	1.0000
15.000	1.6300	0.06141	0.05558	-0.0819	0.0191	1.0000
16.000	1.6288	0.07352	0.06804	-0.0805	0.0176	1.0000
17.000	1.6132	0.08758	0.08242	-0.0803	0.0153	1.0000
18.000	1.5731	0.10588	0.10108	-0.0821	0.0116	1.0000
19.000	1.5471	0.12264	0.11824	-0.0857	0.0106	1.0000
20.000	1.5357	0.13717	0.13316	-0.0902	0.0103	1.0000

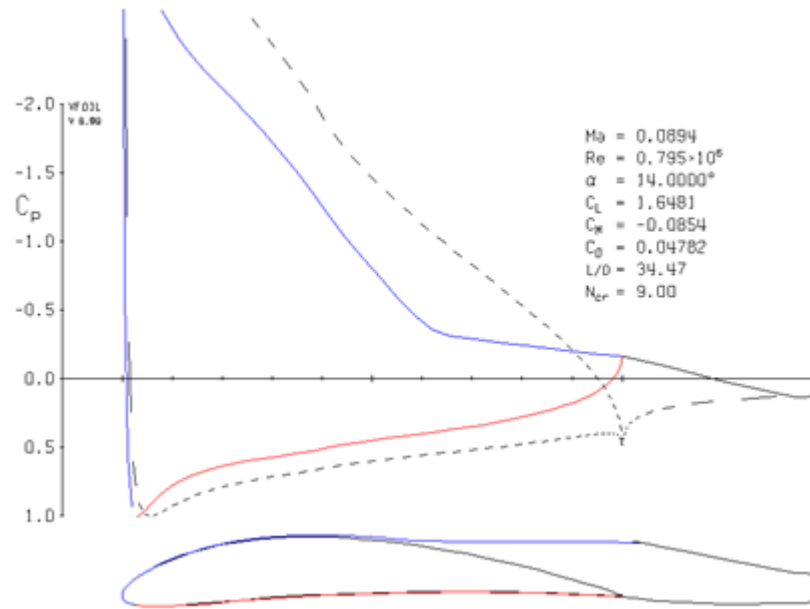
Fuente: Ibíd.

Gráfica 25. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 110 Km/h



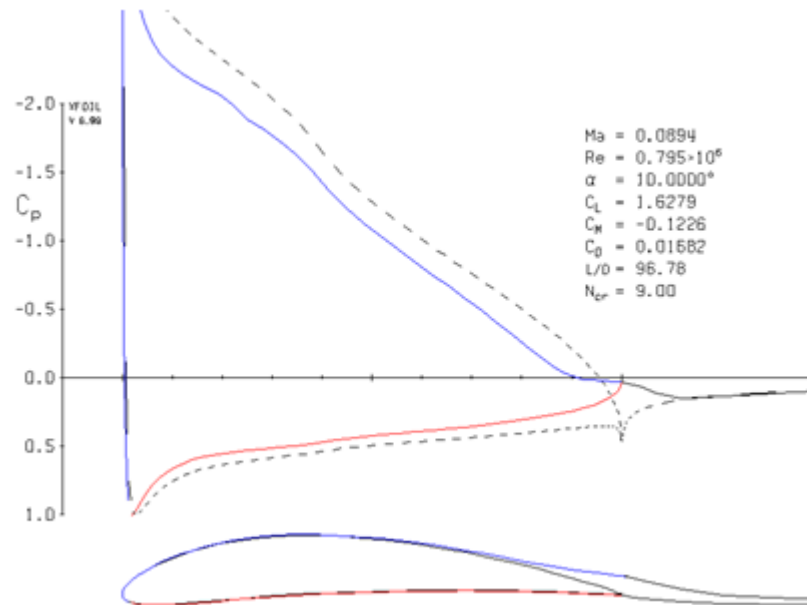
Fuente: Ibíd.

Gráfica 26. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 14° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 27. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 10° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 130 Km/h, Reynolds 939.682 y Mach 0.1057

Tabla 10. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

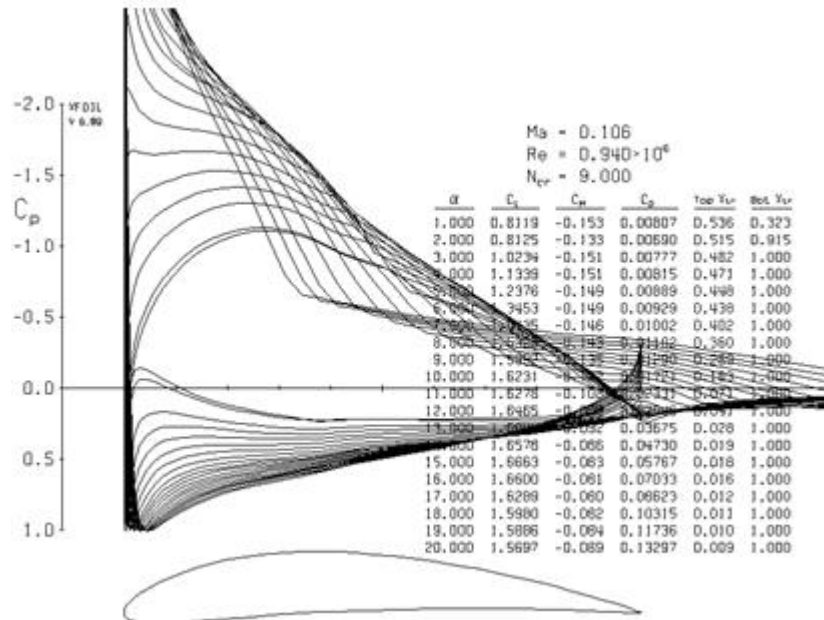
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) Mach = 0.106 Re = 1.000 (bottom) 0.940 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.8119	0.00807	0.00210	-0.1527	0.5357	0.3225
3.000	1.0234	0.00777	0.00295	-0.1506	0.4823	1.0000
4.000	1.1339	0.00815	0.00332	-0.1505	0.4710	1.0000
5.000	1.2376	0.00889	0.00393	-0.1492	0.4484	1.0000
6.000	1.3453	0.00929	0.00448	-0.1487	0.4381	1.0000
7.000	1.4435	0.01002	0.00512	-0.1465	0.4021	1.0000
8.000	1.5328	0.01102	0.00606	-0.1426	0.3602	1.0000
9.000	1.5992	0.01290	0.00764	-0.1350	0.2891	1.0000
10.000	1.6231	0.01721	0.01123	-0.1216	0.1628	1.0000
11.000	1.6278	0.02331	0.01686	-0.1081	0.0709	1.0000
12.000	1.6465	0.02946	0.02297	-0.0989	0.0405	1.0000
13.000	1.6643	0.03675	0.03041	-0.0920	0.0280	1.0000
14.000	1.6578	0.04730	0.04122	-0.0858	0.0193	1.0000
15.000	1.6663	0.05767	0.05193	-0.0828	0.0181	1.0000
16.000	1.6600	0.07033	0.06491	-0.0810	0.0157	1.0000
17.000	1.6289	0.08623	0.08112	-0.0804	0.0123	1.0000
18.000	1.5980	0.10315	0.09846	-0.0818	0.0107	1.0000
19.000	1.5886	0.11736	0.11298	-0.0844	0.0100	1.0000
20.000	1.5697	0.13297	0.12899	-0.0889	0.0094	1.0000

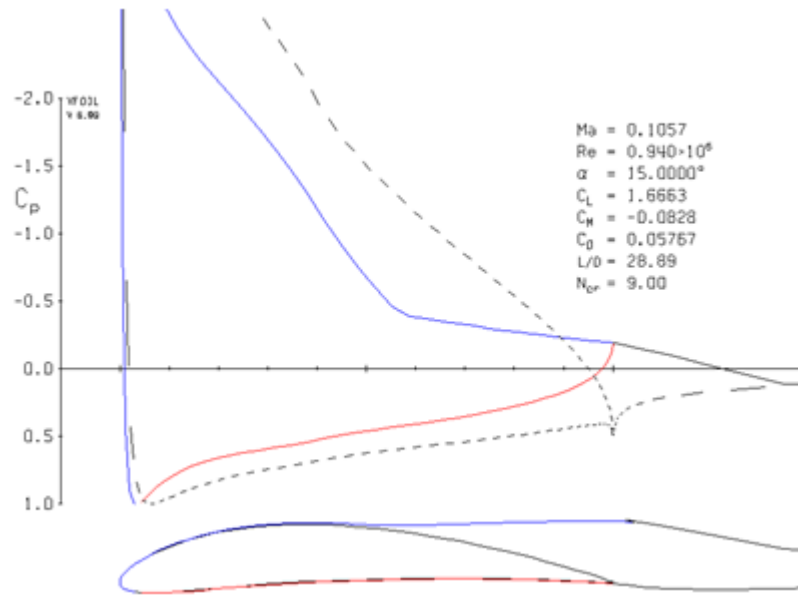
Fuente: Ibíd.

Gráfica 28. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 130 Km/h



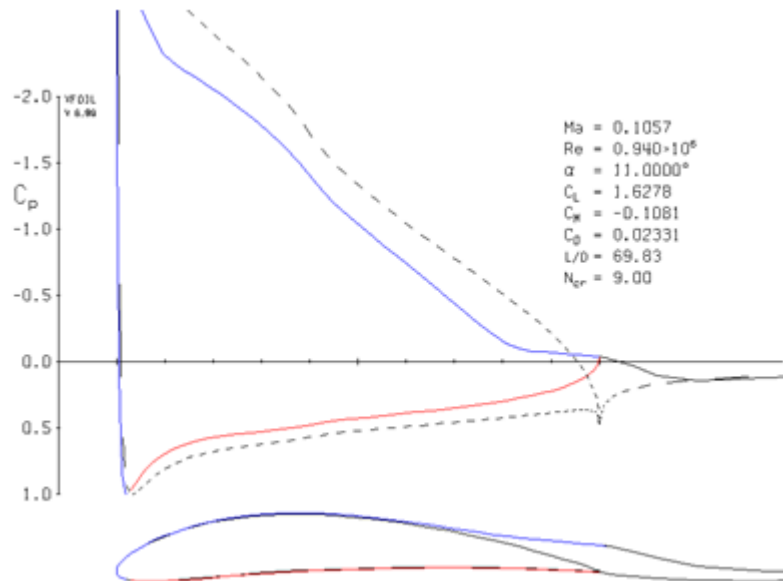
Fuente: Ibíd.

Gráfica 29. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 15° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 30. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410: 40 Km/h, Reynolds 289.132 y Mach 0.0325

Tabla 11. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 9410

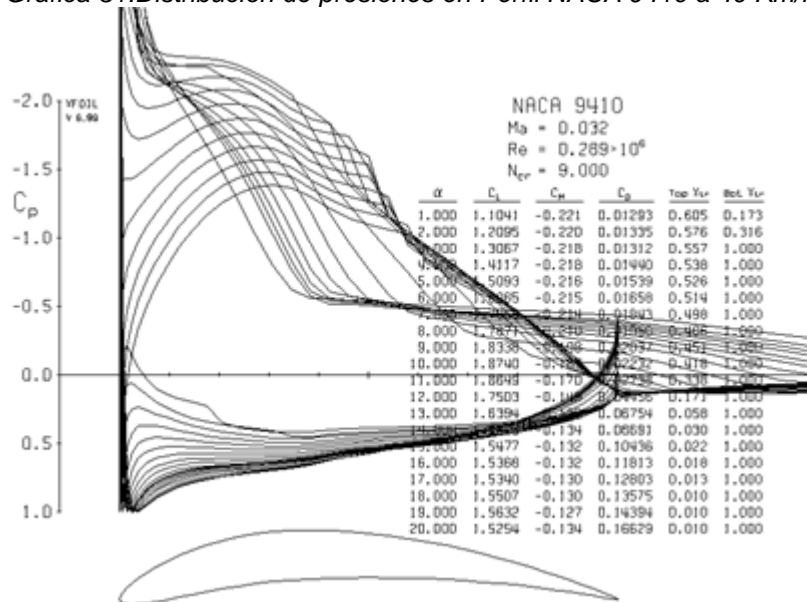
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.032 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1041	0.01293	0.00521	-0.2205	0.6047	0.1729
2.000	1.2095	0.01335	0.00568	-0.2203	0.5755	0.3157
3.000	1.3067	0.01312	0.00633	-0.2182	0.5570	1.0000
4.000	1.4117	0.01440	0.00742	-0.2180	0.5376	1.0000
5.000	1.5093	0.01539	0.00850	-0.2164	0.5264	1.0000
6.000	1.6065	0.01658	0.00975	-0.2149	0.5136	1.0000
7.000	1.7066	0.01843	0.01189	-0.2144	0.4982	1.0000
8.000	1.7871	0.01958	0.01344	-0.2098	0.4856	1.0000
9.000	1.8338	0.02037	0.01429	-0.1983	0.4508	1.0000
10.000	1.8740	0.02232	0.01653	-0.1870	0.4185	1.0000
11.000	1.8649	0.02738	0.02158	-0.1705	0.3378	1.0000
12.000	1.7503	0.04456	0.03782	-0.1490	0.1707	1.0000
13.000	1.6394	0.06754	0.06033	-0.1379	0.0581	1.0000
14.000	1.5826	0.08691	0.07995	-0.1337	0.0305	1.0000
15.000	1.5477	0.10436	0.09783	-0.1322	0.0216	1.0000
16.000	1.5368	0.11813	0.11197	-0.1320	0.0180	1.0000
17.000	1.5340	0.12803	0.12223	-0.1303	0.0134	1.0000
18.000	1.5507	0.13575	0.13041	-0.1297	0.0101	1.0000
19.000	1.5632	0.14394	0.13932	-0.1275	0.0096	1.0000
20.000	1.5254	0.16629	0.16265	-0.1336	0.0102	1.0000

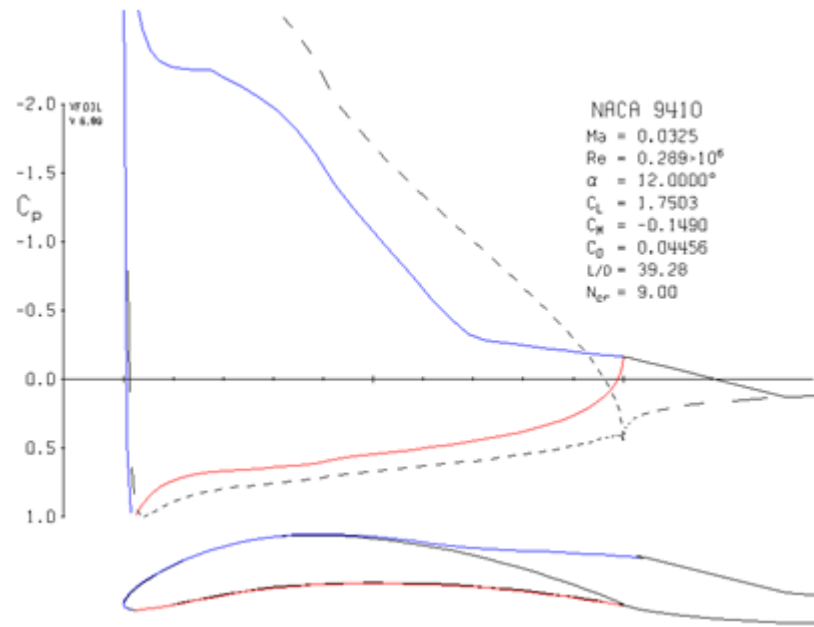
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 31. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 40 Km/h



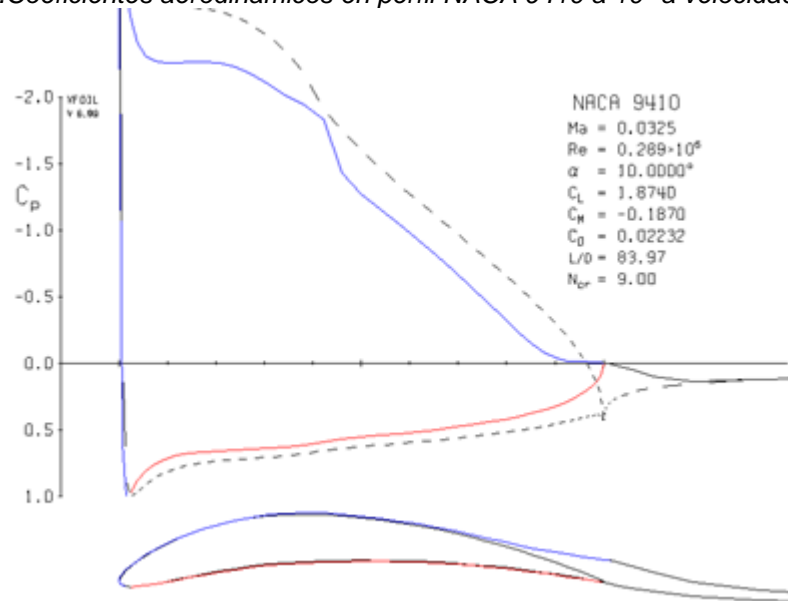
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 32. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 12° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 33. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410: 80 Km/h, Reynolds 578.265 y Mach 0.0650

Tabla 12. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 80 Km/h

XFOIL Version 6.99

calculated polar for: NACA 9410

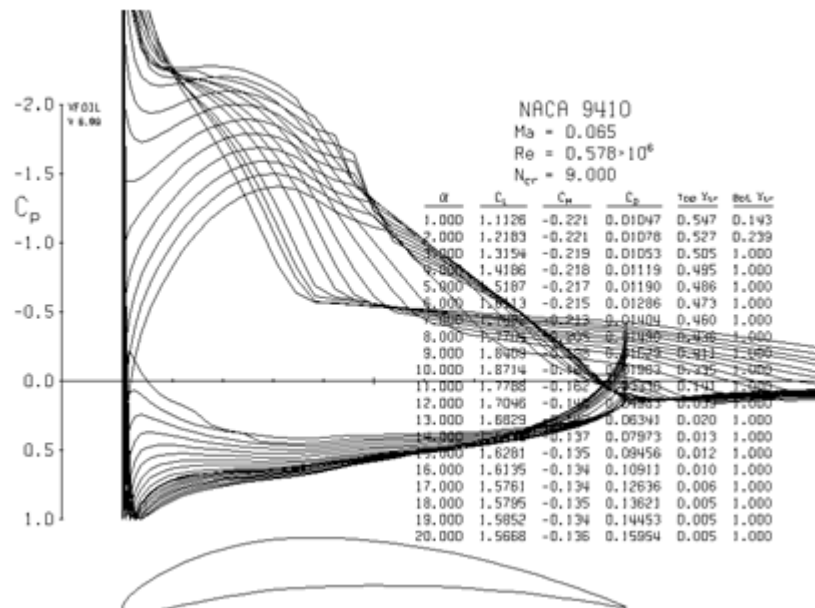
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.065 Re = 0.578 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1126	0.01047	0.00352	-0.2214	0.5465	0.1428
3.000	1.3154	0.01053	0.00476	-0.2192	0.5050	1.0000
4.000	1.4186	0.01119	0.00542	-0.2185	0.4950	1.0000
5.000	1.5187	0.01190	0.00615	-0.2172	0.4860	1.0000
6.000	1.6113	0.01286	0.00710	-0.2146	0.4731	1.0000
7.000	1.7082	0.01404	0.00849	-0.2131	0.4595	1.0000
8.000	1.7704	0.01490	0.00946	-0.2046	0.4359	1.0000
9.000	1.8409	0.01629	0.01105	-0.1985	0.4105	1.0000
10.000	1.8714	0.01983	0.01442	-0.1867	0.3352	1.0000
11.000	1.7788	0.03330	0.02671	-0.1623	0.1409	1.0000
12.000	1.7046	0.04983	0.04282	-0.1480	0.0394	1.0000
13.000	1.6829	0.06341	0.05663	-0.1415	0.0200	1.0000
14.000	1.6450	0.07973	0.07340	-0.1366	0.0133	1.0000
15.000	1.6281	0.09456	0.08864	-0.1345	0.0117	1.0000
16.000	1.6135	0.10911	0.10362	-0.1339	0.0102	1.0000
17.000	1.5761	0.12636	0.12127	-0.1345	0.0060	1.0000
18.000	1.5795	0.13621	0.13149	-0.1349	0.0053	1.0000
19.000	1.5852	0.14453	0.14034	-0.1338	0.0051	1.0000
20.000	1.5668	0.15954	0.15609	-0.1362	0.0053	1.0000

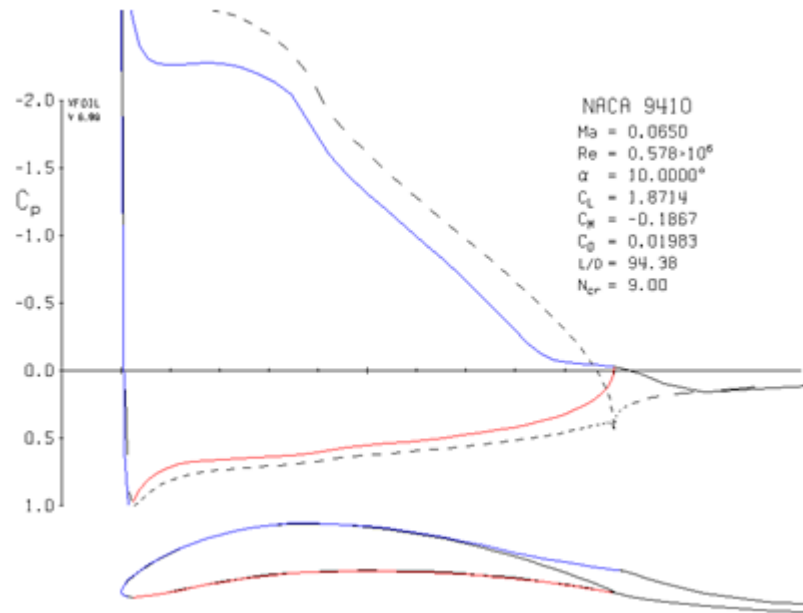
Fuente: Ibíd.

Gráfica 34. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 80 Km/h



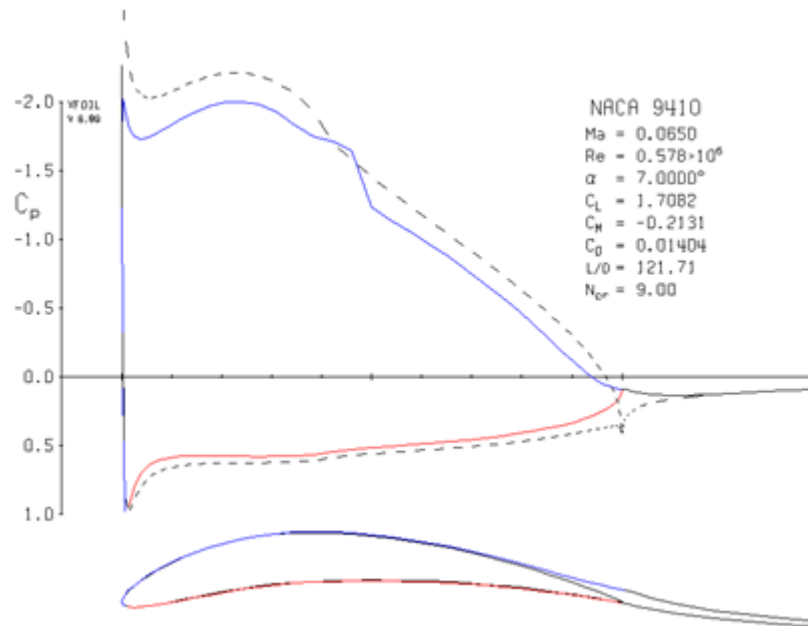
Fuente: Ibíd.

Gráfica 35. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 36. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Perfil NACA 9410: 100 Km/h, Reynolds 708.325 y Mach 0.0797

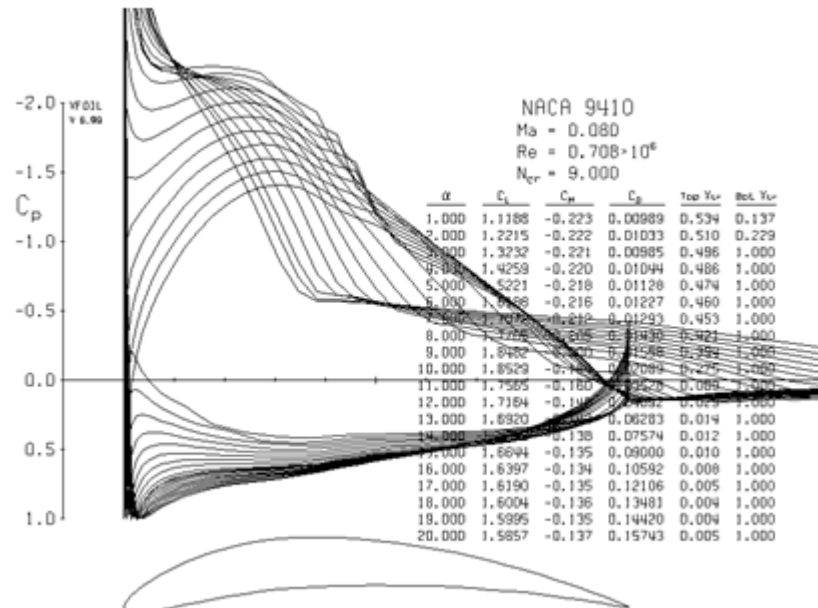
Tabla 13. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 100 Km/h

XFOIL Version 6.99
Calculated polar for: NACA 9410
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.080 Re = 0.708 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1188	0.00989	0.00322	-0.2226	0.5338	0.1374
2.000	1.2215	0.01033	0.00368	-0.2216	0.5104	0.2293
3.000	1.3232	0.00985	0.00442	-0.2207	0.4960	1.0000
4.000	1.4259	0.01044	0.00499	-0.2197	0.4860	1.0000
5.000	1.5221	0.01128	0.00576	-0.2176	0.4739	1.0000
6.000	1.6188	0.01227	0.00676	-0.2158	0.4599	1.0000
7.000	1.7072	0.01293	0.00772	-0.2123	0.4529	1.0000
8.000	1.7765	0.01430	0.00903	-0.2054	0.4213	1.0000
9.000	1.8482	0.01558	0.01047	-0.1995	0.3939	1.0000
10.000	1.8529	0.02089	0.01522	-0.1841	0.2754	1.0000
11.000	1.7565	0.03528	0.02854	-0.1602	0.0885	1.0000
12.000	1.7164	0.04892	0.04203	-0.1490	0.0286	1.0000
13.000	1.6920	0.06283	0.05624	-0.1422	0.0137	1.0000
14.000	1.6803	0.07574	0.06954	-0.1380	0.0116	1.0000
15.000	1.6644	0.09000	0.08416	-0.1352	0.0097	1.0000
16.000	1.6397	0.10592	0.10051	-0.1342	0.0077	1.0000
17.000	1.6190	0.12106	0.11602	-0.1345	0.0052	1.0000
18.000	1.6004	0.13481	0.13024	-0.1356	0.0045	1.0000
19.000	1.5995	0.14420	0.14012	-0.1354	0.0044	1.0000
20.000	1.5857	0.15743	0.15404	-0.1368	0.0046	1.0000

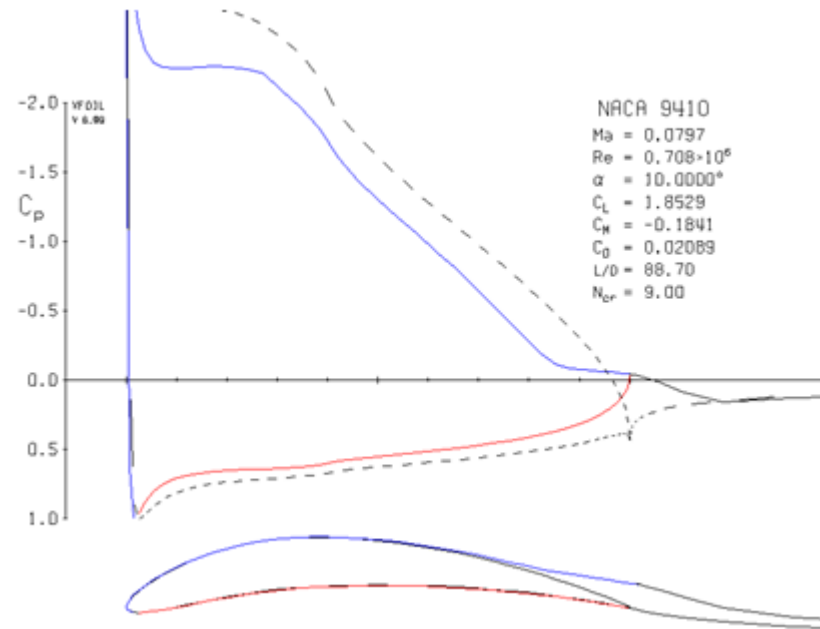
Fuente: Ibíd.

Gráfica 37. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 100 Km/h



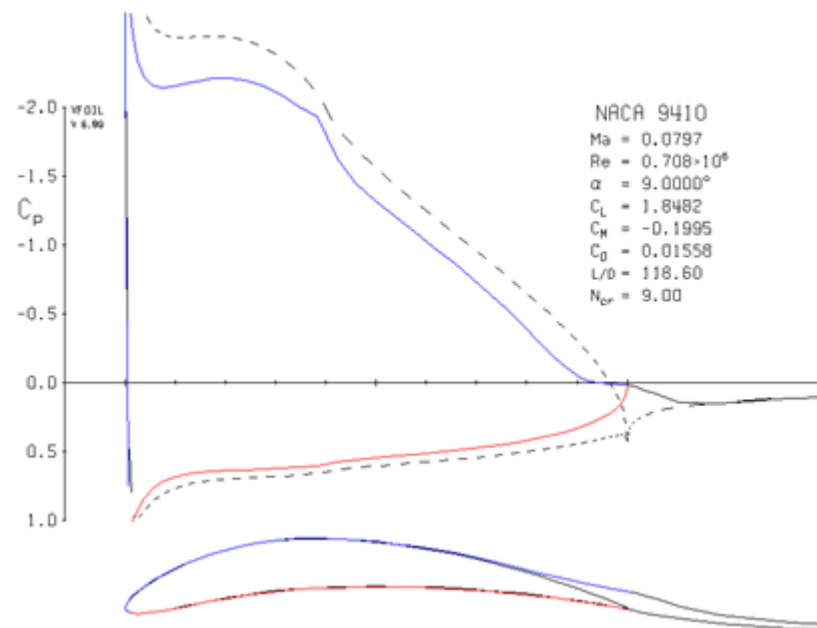
Fuente: Ibíd.

Gráfica 38. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 39. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 9° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410: 110 Km/h, Reynolds 795.114 y Mach 0.0894

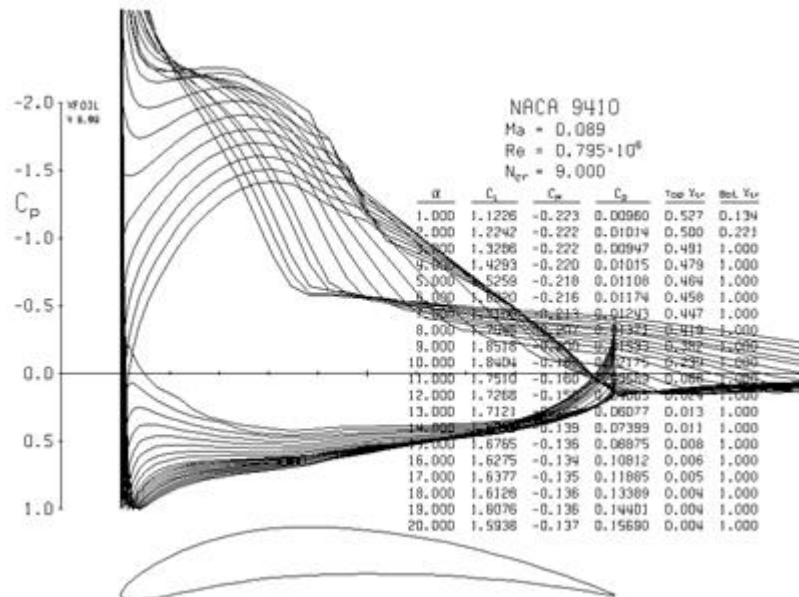
Tabla 14. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 110 Km/h

XFOIL Version 6.99
calculated polar for: NACA 9410
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.089 Re = 0.795 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1226	0.00960	0.00305	-0.2233	0.5270	0.1337
2.000	1.2242	0.01014	0.00358	-0.2220	0.4996	0.2210
3.000	1.3286	0.00947	0.00422	-0.2217	0.4914	1.0000
4.000	1.4293	0.01015	0.00482	-0.2203	0.4795	1.0000
5.000	1.5259	0.01108	0.00566	-0.2182	0.4642	1.0000
6.000	1.6220	0.01174	0.00643	-0.2161	0.4579	1.0000
7.000	1.7108	0.01243	0.00736	-0.2127	0.4470	1.0000
8.000	1.7845	0.01371	0.00862	-0.2067	0.4193	1.0000
9.000	1.8518	0.01533	0.01028	-0.2000	0.3824	1.0000
10.000	1.8404	0.02175	0.01593	-0.1823	0.2391	1.0000
11.000	1.7510	0.03589	0.02914	-0.1598	0.0679	1.0000
12.000	1.7268	0.04805	0.04127	-0.1498	0.0236	1.0000
13.000	1.7121	0.06077	0.05427	-0.1433	0.0131	1.0000
14.000	1.6972	0.07399	0.06786	-0.1387	0.0105	1.0000
15.000	1.6765	0.08875	0.08297	-0.1356	0.0084	1.0000
16.000	1.6275	0.10812	0.10293	-0.1345	0.0061	1.0000
17.000	1.6377	0.11885	0.11387	-0.1345	0.0046	1.0000
18.000	1.6128	0.13389	0.12938	-0.1358	0.0041	1.0000
19.000	1.6076	0.14401	0.14000	-0.1361	0.0040	1.0000
20.000	1.5938	0.15690	0.15355	-0.1373	0.0043	1.0000

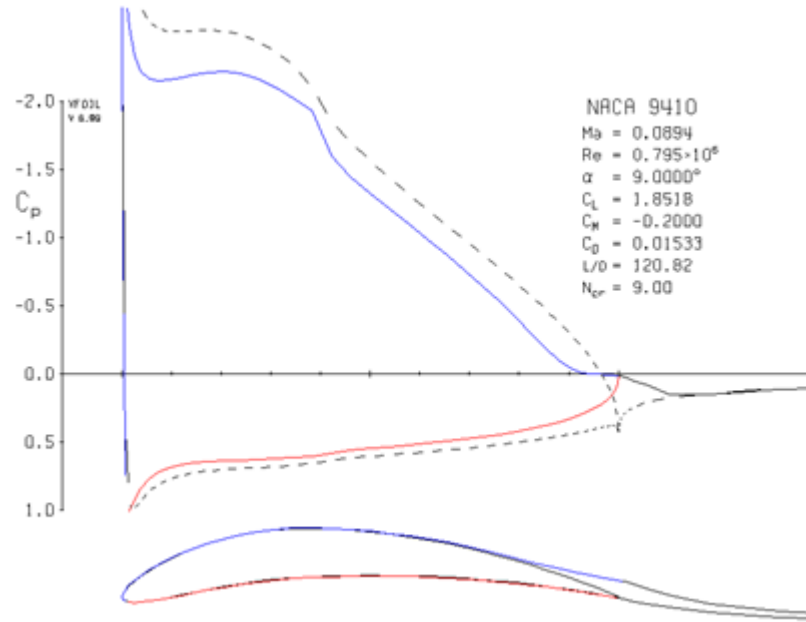
Fuente: Ibíd.

Gráfica 40. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 110 Km/h



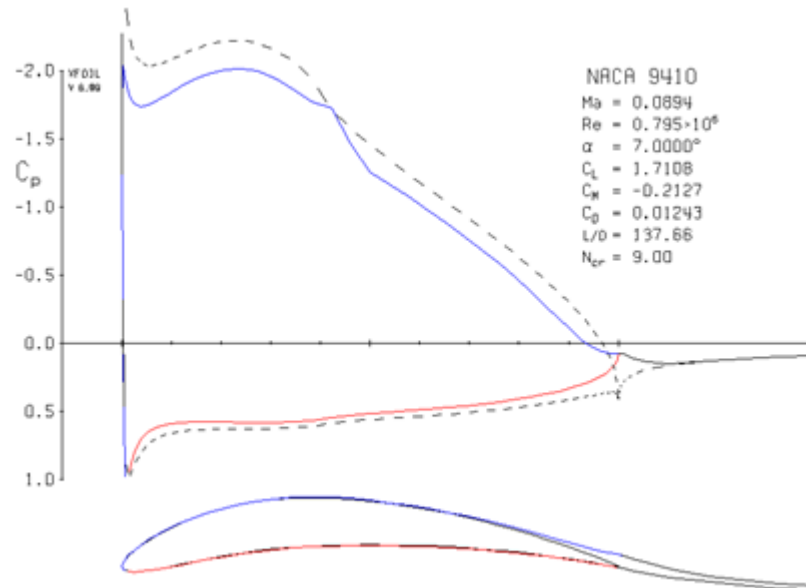
Fuente: Ibíd.

Gráfica 41. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 9° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 42. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410: 130 Km/h, Reynolds 939.682 y Mach 0.1057

Tabla 15. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 9410

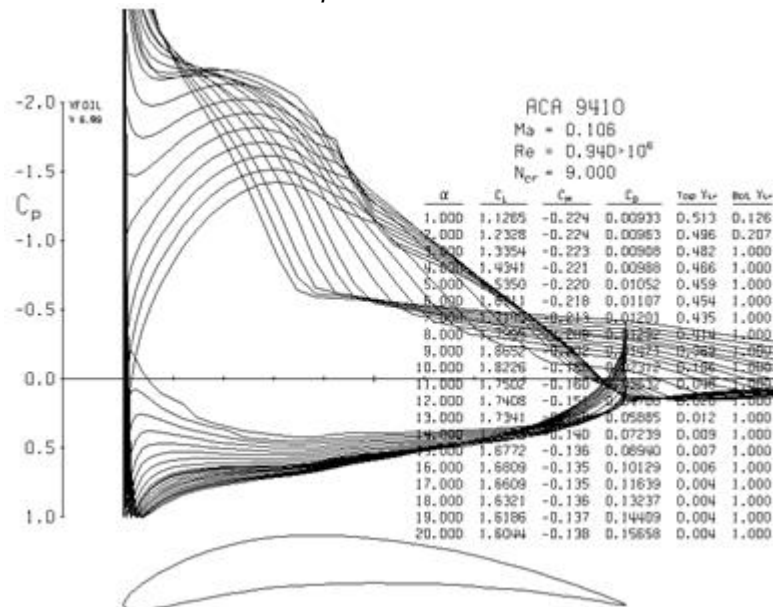
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.106 Re = 0.940 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1265	0.00933	0.00289	-0.2240	0.5134	0.1259
2.000	1.2328	0.00963	0.00329	-0.2236	0.4955	0.2074
3.000	1.3354	0.00908	0.00401	-0.2229	0.4822	1.0000
4.000	1.4341	0.00988	0.00469	-0.2210	0.4661	1.0000
5.000	1.5350	0.01052	0.00535	-0.2198	0.4592	1.0000
6.000	1.6311	0.01107	0.00602	-0.2175	0.4538	1.0000
7.000	1.7145	0.01201	0.00704	-0.2130	0.4351	1.0000
8.000	1.7995	0.01292	0.00807	-0.2090	0.4138	1.0000
9.000	1.8652	0.01471	0.00980	-0.2020	0.3687	1.0000
11.000	1.7502	0.03632	0.02961	-0.1597	0.0477	1.0000
12.000	1.7408	0.04708	0.04043	-0.1508	0.0197	1.0000
13.000	1.7341	0.05885	0.05249	-0.1446	0.0116	1.0000
14.000	1.7153	0.07239	0.06637	-0.1395	0.0088	1.0000
15.000	1.6772	0.08940	0.08388	-0.1359	0.0065	1.0000
16.000	1.6809	0.10129	0.09605	-0.1348	0.0057	1.0000
17.000	1.6609	0.11639	0.11150	-0.1347	0.0038	1.0000
18.000	1.6321	0.13237	0.12796	-0.1360	0.0035	1.0000
19.000	1.6186	0.14409	0.14017	-0.1373	0.0035	1.0000
20.000	1.6044	0.15658	0.15331	-0.1381	0.0039	1.0000

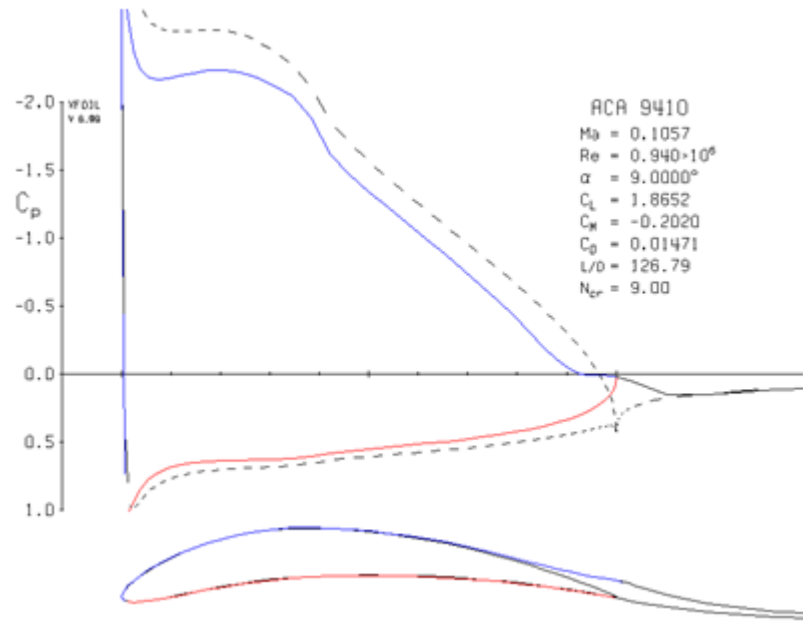
Fuente: Ibíd.

Gráfica 43. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 130 Km/h



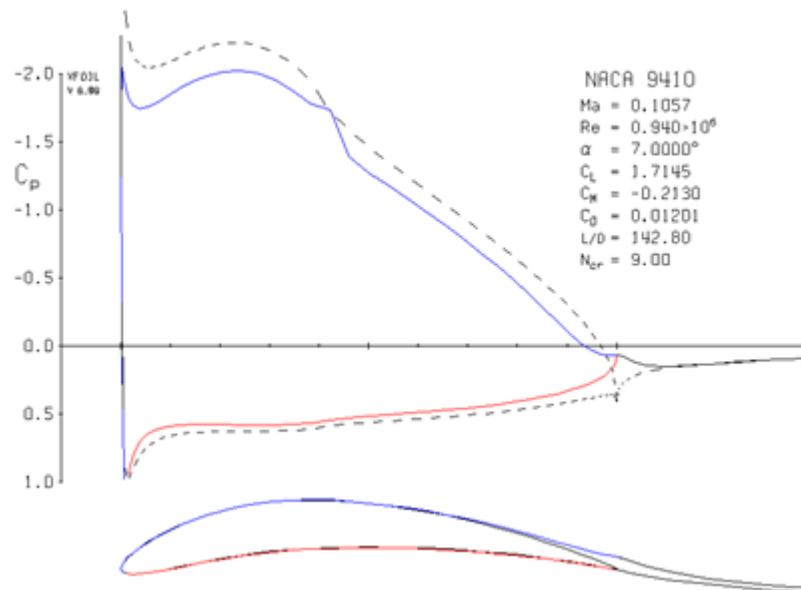
Fuente: Ibíd.

Gráfica 44. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 9° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 45. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 40 Km/h, Reynolds 289.132 y Mach 0.0325

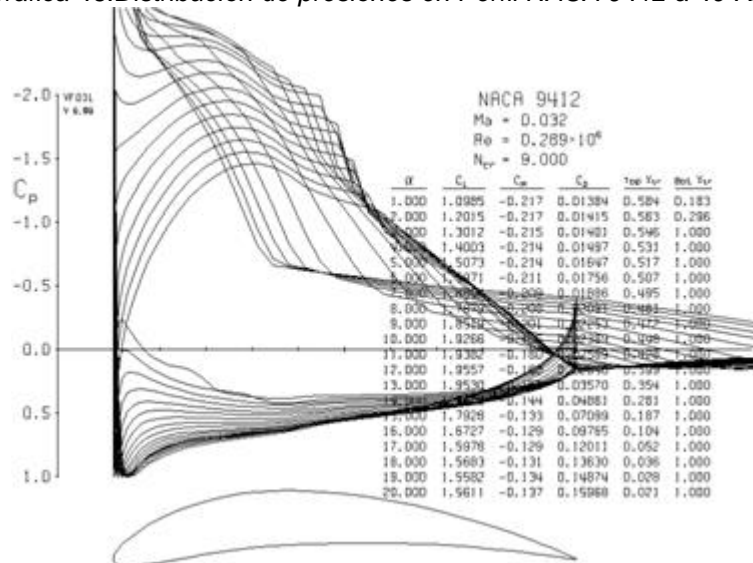
Tabla 16. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99
 Calculated polar for: NACA 9412
 1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
 xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.032 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.0985	0.01384	0.00582	-0.2173	0.5843	0.1829
2.000	1.2015	0.01415	0.00631	-0.2165	0.5631	0.2959
3.000	1.3012	0.01401	0.00713	-0.2151	0.5460	1.0000
4.000	1.4003	0.01497	0.00797	-0.2136	0.5310	1.0000
5.000	1.5073	0.01647	0.00930	-0.2141	0.5165	1.0000
6.000	1.5971	0.01756	0.01064	-0.2112	0.5065	1.0000
7.000	1.6884	0.01886	0.01204	-0.2087	0.4950	1.0000
8.000	1.7879	0.02091	0.01421	-0.2085	0.4813	1.0000
9.000	1.8519	0.02253	0.01632	-0.2012	0.4720	1.0000
10.000	1.9266	0.02389	0.01771	-0.1960	0.4477	1.0000
11.000	1.9382	0.02589	0.02019	-0.1805	0.4282	1.0000
12.000	1.9557	0.02946	0.02405	-0.1684	0.3986	1.0000
13.000	1.9530	0.03570	0.03047	-0.1563	0.3541	1.0000
14.000	1.9029	0.04861	0.04326	-0.1437	0.2814	1.0000
15.000	1.7928	0.07099	0.06533	-0.1333	0.1870	1.0000
16.000	1.6727	0.09765	0.09172	-0.1289	0.1038	1.0000
17.000	1.5978	0.12011	0.11404	-0.1294	0.0525	1.0000
18.000	1.5683	0.13630	0.13039	-0.1314	0.0357	1.0000
19.000	1.5582	0.14874	0.14317	-0.1341	0.0280	1.0000
20.000	1.5611	0.15968	0.15426	-0.1368	0.0206	1.0000

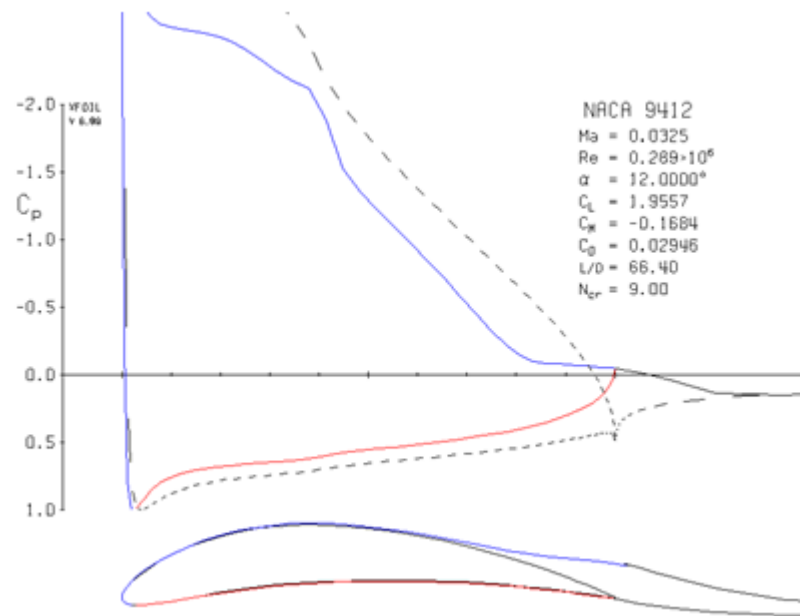
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 46. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 40 Km/h



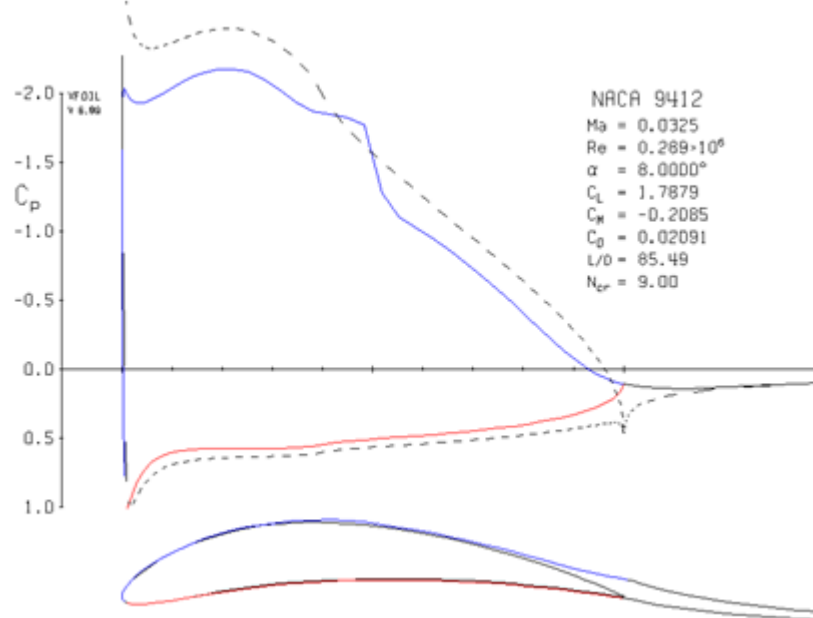
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 47. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 48. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 8° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 80 Km/h, Reynolds 578.265 y Mach 0.0650

Tabla 17. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 80 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 9412

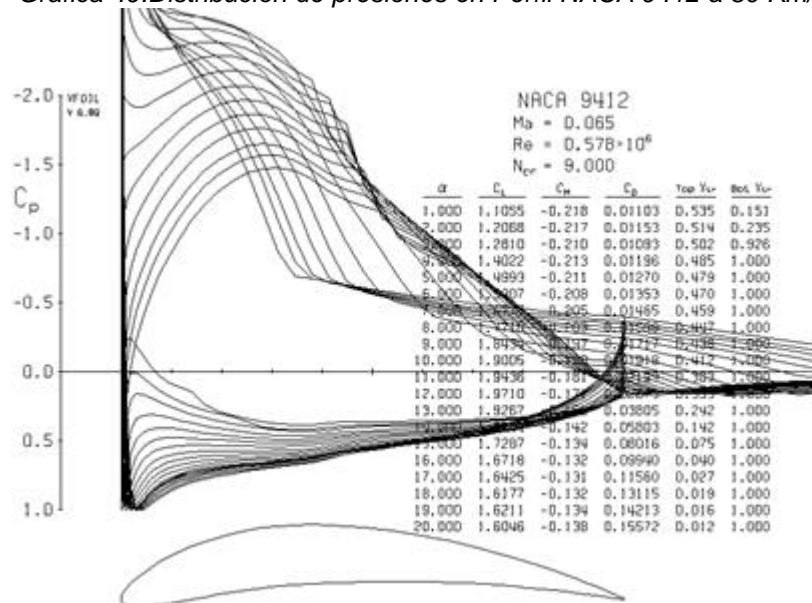
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.065 Re = 0.578 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1055	0.01103	0.00398	-0.2179	0.5347	0.1514
2.000	1.2068	0.01153	0.00452	-0.2166	0.5144	0.2348
4.000	1.4022	0.01196	0.00605	-0.2130	0.4853	1.0000
5.000	1.4993	0.01270	0.00682	-0.2111	0.4786	1.0000
6.000	1.5907	0.01353	0.00777	-0.2083	0.4698	1.0000
7.000	1.6777	0.01465	0.00892	-0.2049	0.4595	1.0000
8.000	1.7710	0.01599	0.01035	-0.2030	0.4466	1.0000
9.000	1.8434	0.01717	0.01185	-0.1974	0.4375	1.0000
10.000	1.9005	0.01918	0.01389	-0.1897	0.4123	1.0000
11.000	1.9436	0.02199	0.01691	-0.1808	0.3832	1.0000
12.000	1.9710	0.02673	0.02168	-0.1712	0.3331	1.0000
13.000	1.9267	0.03805	0.03263	-0.1560	0.2423	1.0000
14.000	1.8244	0.05803	0.05222	-0.1419	0.1421	1.0000
15.000	1.7287	0.08016	0.07422	-0.1343	0.0746	1.0000
16.000	1.6718	0.09940	0.09352	-0.1315	0.0400	1.0000
17.000	1.6425	0.11560	0.10994	-0.1311	0.0269	1.0000
18.000	1.6177	0.13115	0.12577	-0.1324	0.0191	1.0000
19.000	1.6211	0.14213	0.13703	-0.1344	0.0158	1.0000
20.000	1.6046	0.15572	0.15091	-0.1381	0.0118	1.0000
12.000	1.9710	0.02673	0.02168	-0.1712	0.3331	1.0000

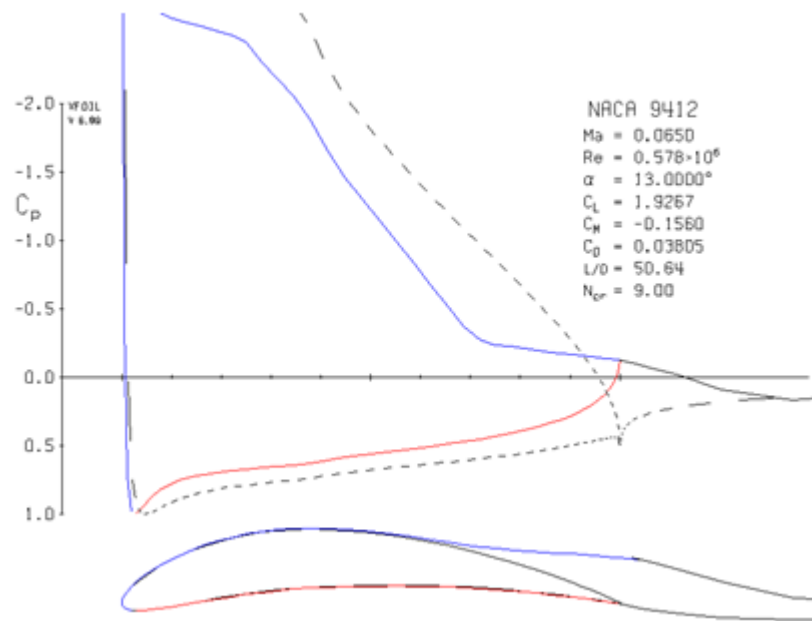
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 49. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 80 Km/h



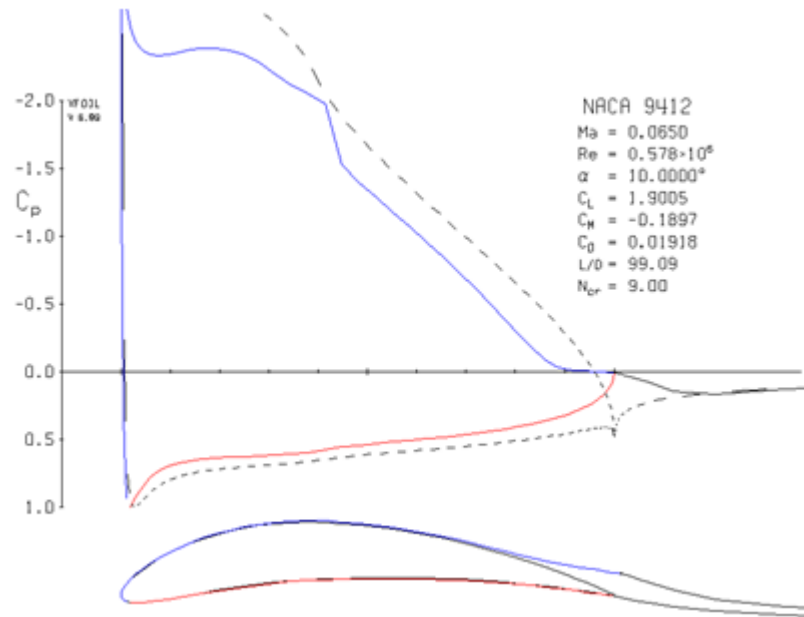
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 50. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 13° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 51. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 10° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Perfil NACA 9412: 100 Km/h, Reynolds 708.375 y Mach 0.0797

Tabla 18. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 100 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 9412

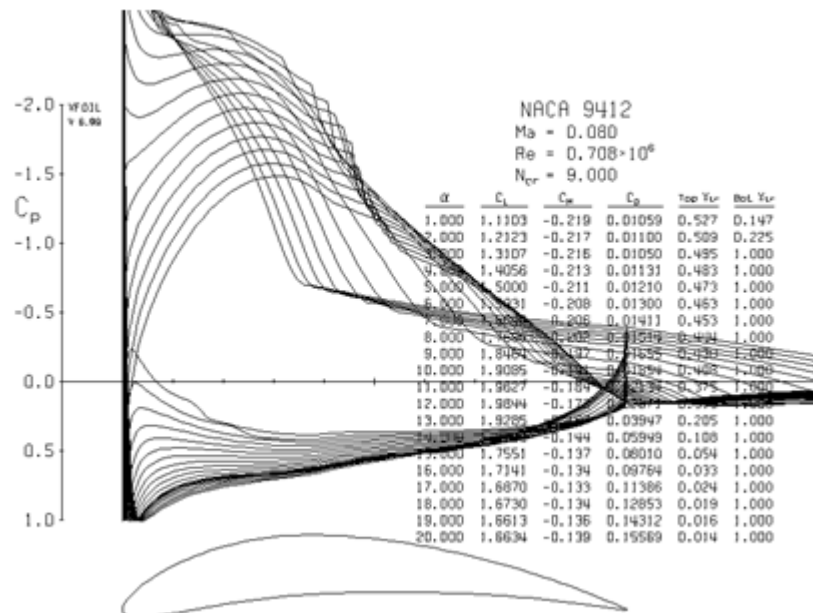
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.080 Re = 0.708 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1103	0.01059	0.00369	-0.2187	0.5265	0.1468
2.000	1.2123	0.01100	0.00417	-0.2174	0.5088	0.2252
3.000	1.3107	0.01050	0.00500	-0.2159	0.4952	1.0000
4.000	1.4056	0.01131	0.00565	-0.2132	0.4833	1.0000
5.000	1.5000	0.01210	0.00641	-0.2107	0.4728	1.0000
6.000	1.5931	0.01300	0.00735	-0.2082	0.4632	1.0000
7.000	1.6840	0.01411	0.00845	-0.2055	0.4529	1.0000
8.000	1.7696	0.01514	0.00969	-0.2020	0.4441	1.0000
9.000	1.8464	0.01655	0.01125	-0.1973	0.4299	1.0000
10.000	1.9085	0.01854	0.01338	-0.1906	0.4076	1.0000
11.000	1.9627	0.02134	0.01631	-0.1835	0.3746	1.0000
12.000	1.9844	0.02671	0.02161	-0.1731	0.3132	1.0000
13.000	1.9285	0.03947	0.03388	-0.1571	0.2050	1.0000
14.000	1.8308	0.05949	0.05352	-0.1438	0.1077	1.0000
15.000	1.7551	0.08010	0.07408	-0.1371	0.0542	1.0000
16.000	1.7141	0.09764	0.09177	-0.1341	0.0333	1.0000
17.000	1.6870	0.11386	0.10821	-0.1332	0.0244	1.0000
18.000	1.6730	0.12853	0.12313	-0.1338	0.0195	1.0000
19.000	1.6613	0.14312	0.13798	-0.1360	0.0162	1.0000
20.000	1.6634	0.15569	0.15080	-0.1391	0.0138	1.0000

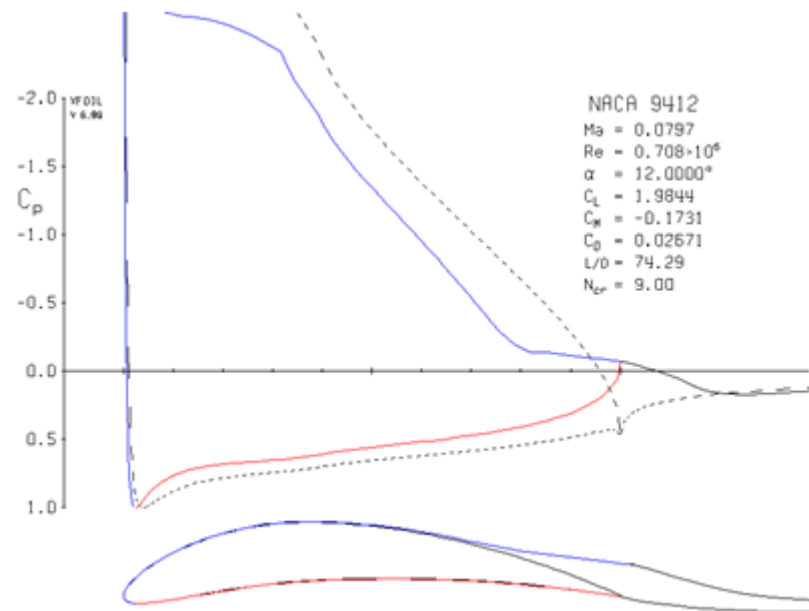
Fuente: Ibíd.

Gráfica 52. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 100 Km/h



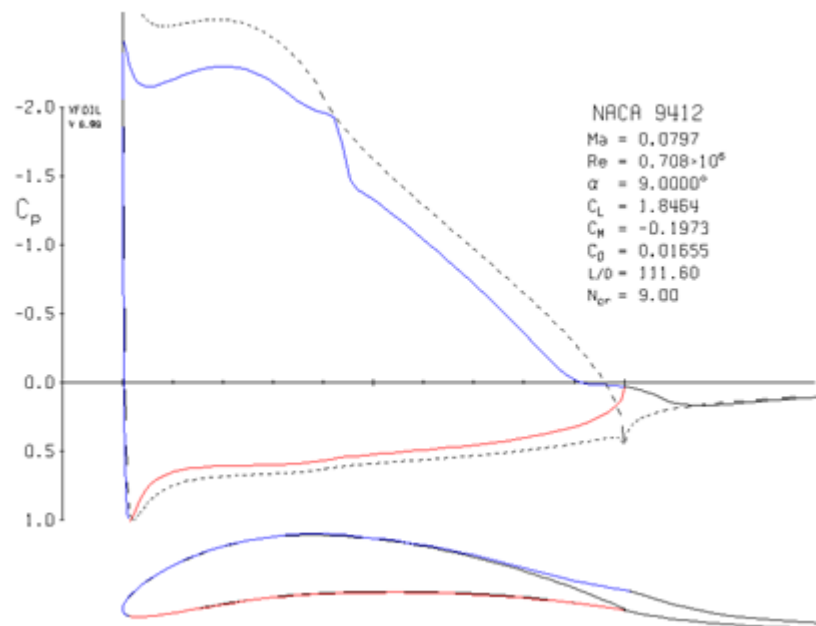
Fuente: Ibíd.

Gráfica 53. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 54. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 110 Km/h, Reynolds 795.114 y Mach 0.0894

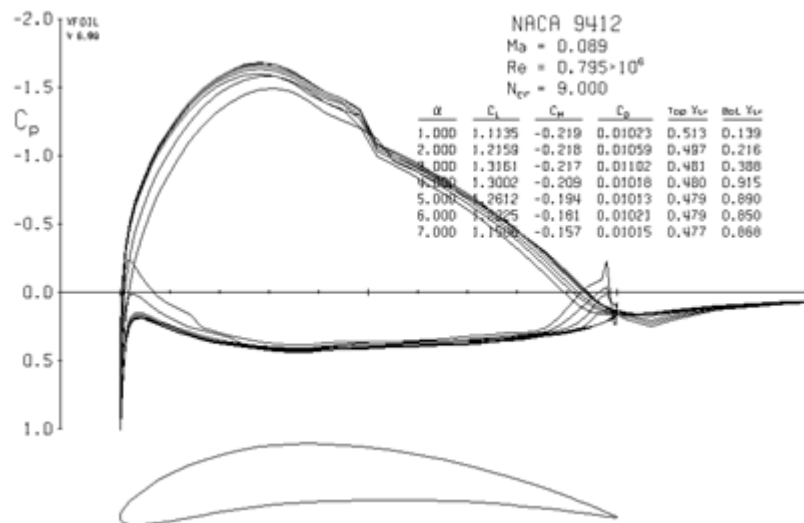
Tabla 19. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 110 Km/h

XFOIL Version 6.99
calculated polar for: NACA 9412
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.089 Re = 0.795 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1135	0.01023	0.00352	-0.2193	0.5133	0.1386
2.000	1.2159	0.01059	0.00396	-0.2181	0.4967	0.2157
3.000	1.3161	0.01102	0.00465	-0.2167	0.4809	0.3882
1.000	1.1135	0.01023	0.00352	-0.2193	0.5133	0.1386
2.000	1.2159	0.01059	0.00396	-0.2181	0.4967	0.2157
3.000	1.3161	0.01102	0.00465	-0.2167	0.4809	0.3882
5.000	1.5062	0.01149	0.00610	-0.2119	0.4649	1.0000
6.000	1.5961	0.01261	0.00720	-0.2088	0.4510	1.0000
7.000	1.6883	0.01348	0.00820	-0.2063	0.4450	1.0000
8.000	1.7754	0.01446	0.00934	-0.2031	0.4381	1.0000
9.000	1.8446	0.01612	0.01106	-0.1970	0.4169	1.0000
10.000	1.9196	0.01755	0.01272	-0.1924	0.4004	1.0000
11.000	1.9637	0.02080	0.01593	-0.1837	0.3561	1.0000
12.000	1.9627	0.02765	0.02250	-0.1704	0.2795	1.0000
13.000	1.8882	0.04205	0.03638	-0.1532	0.1703	1.0000
15.000	1.7307	0.08083	0.07492	-0.1351	0.0461	1.0000
16.000	1.6989	0.09670	0.09097	-0.1323	0.0280	1.0000
17.000	1.6650	0.11357	0.10809	-0.1317	0.0191	1.0000
18.000	1.6604	0.12617	0.12097	-0.1324	0.0155	1.0000
19.000	1.6363	0.14123	0.13636	-0.1346	0.0108	1.0000
20.000	1.6405	0.15158	0.14699	-0.1374	0.0101	1.0000

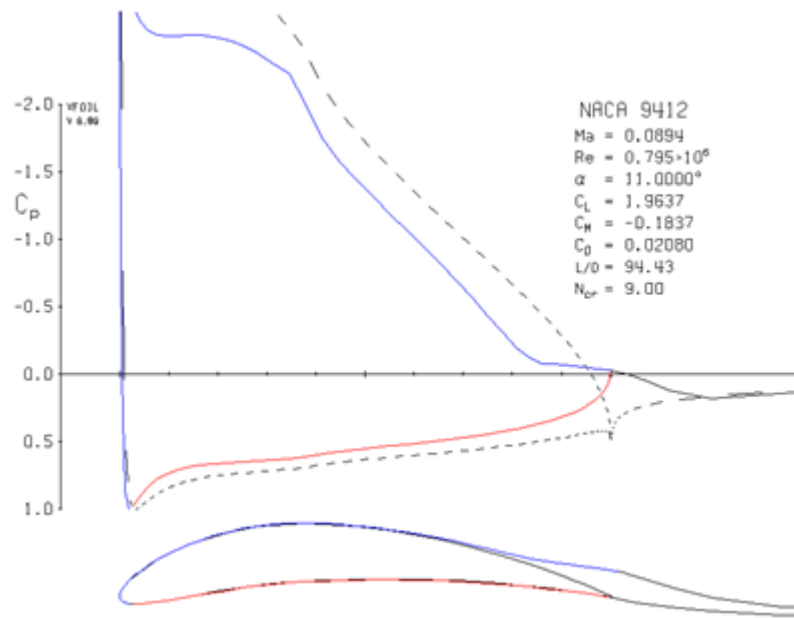
Fuente: Ibíd.

Gráfica 55. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 110 Km/h



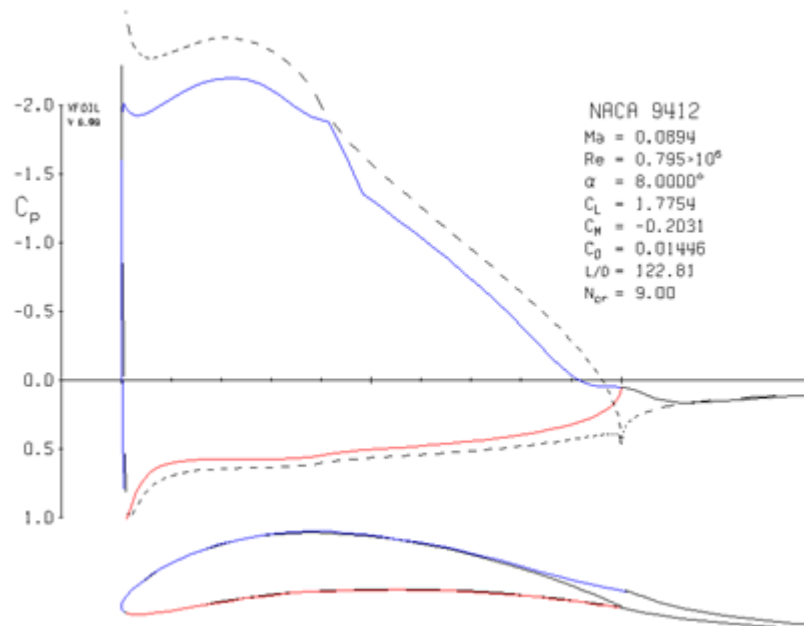
Fuente: Ibíd.

Gráfica 56. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 11° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 57. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 8° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Perfil NACA 9412: 130 Km/h, Reynolds 939.682 y Mach 0.1057

Tabla 20. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for:

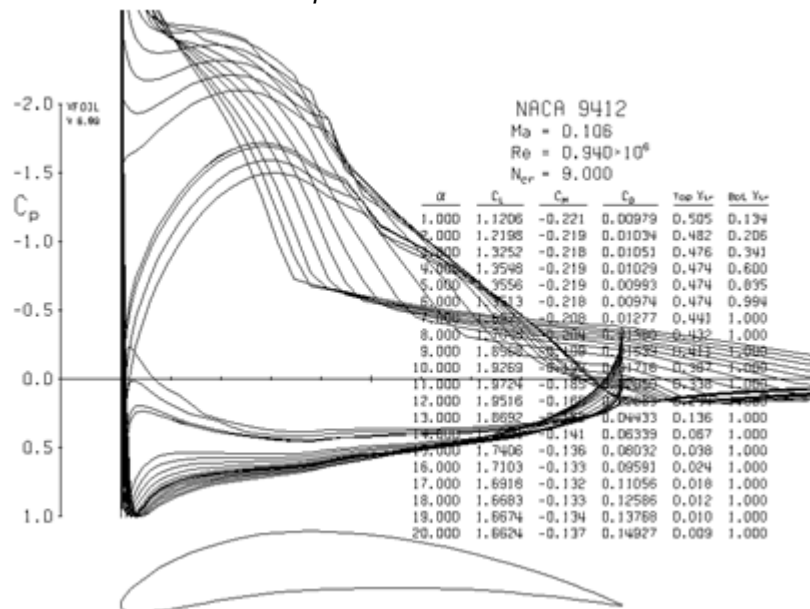
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.106 Re = 0.940 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1206	0.00979	0.00328	-0.2206	0.5047	0.1345
2.000	1.2198	0.01034	0.00382	-0.2187	0.4823	0.2058
3.000	1.3252	0.01051	0.00430	-0.2182	0.4761	0.3413
4.000	1.4203	0.01023	0.00510	-0.2158	0.4672	1.0000
5.000	1.5103	0.01119	0.00594	-0.2124	0.4531	1.0000
6.000	1.6055	0.01200	0.00685	-0.2102	0.4463	1.0000
7.000	1.6977	0.01277	0.00774	-0.2076	0.4408	1.0000
8.000	1.7848	0.01380	0.00890	-0.2043	0.4323	1.0000
9.000	1.8568	0.01539	0.01055	-0.1987	0.4111	1.0000
10.000	1.9269	0.01716	0.01241	-0.1933	0.3872	1.0000
11.000	1.9724	0.02050	0.01569	-0.1847	0.3384	1.0000
12.000	1.9516	0.02883	0.02358	-0.1691	0.2441	1.0000
13.000	1.8692	0.04433	0.03858	-0.1518	0.1355	1.0000
14.000	1.7894	0.06339	0.05748	-0.1412	0.0667	1.0000
15.000	1.7406	0.08032	0.07451	-0.1357	0.0376	1.0000
16.000	1.7103	0.09591	0.09027	-0.1328	0.0238	1.0000
17.000	1.6918	0.11056	0.10520	-0.1319	0.0177	1.0000
18.000	1.6683	0.12586	0.12076	-0.1326	0.0121	1.0000
19.000	1.6674	0.13768	0.13286	-0.1340	0.0104	1.0000
20.000	1.6624	0.14927	0.14477	-0.1370	0.0093	1.0000

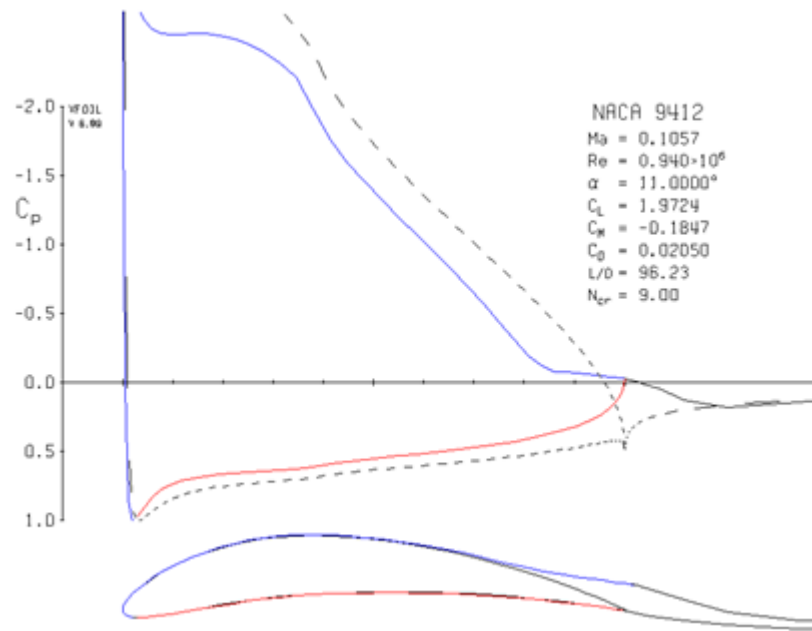
Fuente: Ibíd.

Gráfica 58. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 130 Km/h



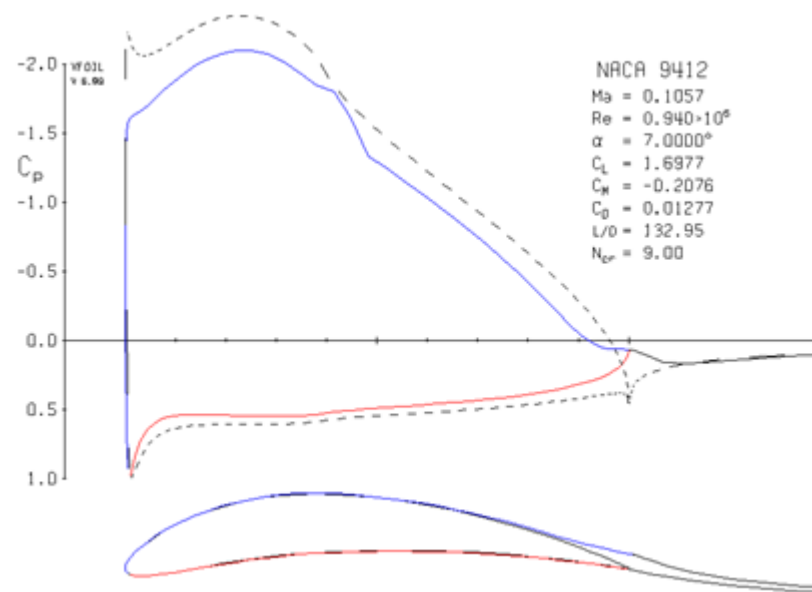
Fuente: Ibíd.

Gráfica 59. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 11° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 60. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 7° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

ANEXO B

ANÁLISIS AERODINÁMICO 2D ALERON DELANTERO

ANEXO B

El anexo B contiene análisis aerodinámico para la selección de perfil de alerón delantero del vehículo el programa en el cual se realizó el estudio de los perfiles NACA 4415, 6412,9410 Y 9412 es *XFOIL* a diferentes rangos de velocidad (40, 80,100,110 y 130 Km/h). La descripción de las gráficas se interpretan de la misma manera que en el ANEXO A.

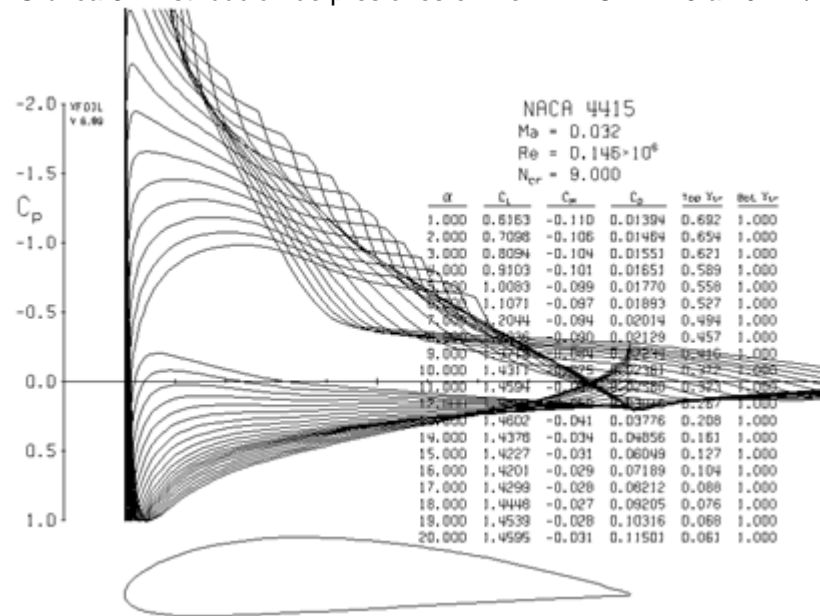
Perfil NACA 4415: 40 Km/h, Reynolds 145.577 y Mach 0.0325

Tabla 21. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99						
Calculated polar for: NACA 4415						
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed		
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.032	Re =	0.146 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.6163	0.01394	0.00707	-0.1096	0.6924	1.0000
2.000	0.7098	0.01464	0.00736	-0.1060	0.6542	1.0000
3.000	0.8094	0.01551	0.00791	-0.1035	0.6208	1.0000
4.000	0.9103	0.01651	0.00872	-0.1014	0.5893	1.0000
5.000	1.0083	0.01770	0.00988	-0.0989	0.5580	1.0000
6.000	1.1071	0.01893	0.01111	-0.0966	0.5270	1.0000
7.000	1.2044	0.02014	0.01233	-0.0940	0.4943	1.0000
8.000	1.2936	0.02129	0.01358	-0.0899	0.4575	1.0000
9.000	1.3719	0.02234	0.01475	-0.0841	0.4165	1.0000
10.000	1.4311	0.02361	0.01617	-0.0753	0.3720	1.0000
11.000	1.4594	0.02580	0.01848	-0.0624	0.3230	1.0000
12.000	1.4696	0.03016	0.02287	-0.0504	0.2666	1.0000
13.000	1.4602	0.03776	0.03043	-0.0407	0.2081	1.0000
14.000	1.4378	0.04856	0.04109	-0.0342	0.1605	1.0000
15.000	1.4227	0.06049	0.05304	-0.0309	0.1266	1.0000
16.000	1.4201	0.07189	0.06449	-0.0291	0.1039	1.0000
17.000	1.4299	0.08212	0.07477	-0.0279	0.0877	1.0000
19.000	1.4539	0.10316	0.09637	-0.0281	0.0676	1.0000
20.000	1.4595	0.11501	0.10856	-0.0307	0.0611	1.0000

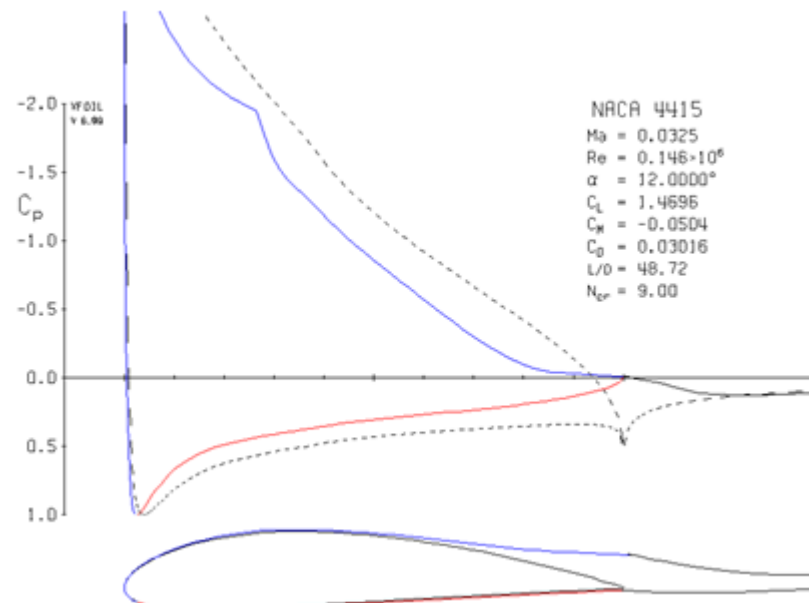
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 61. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 40 Km/h



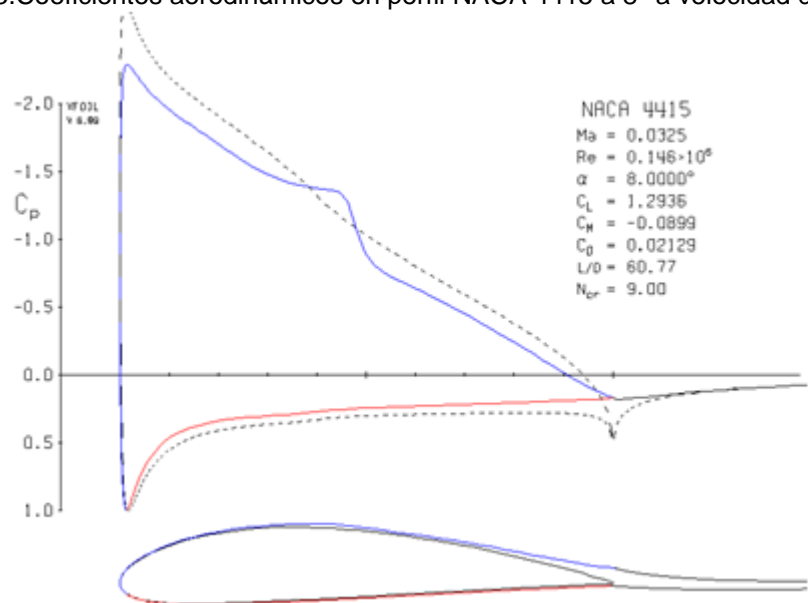
Fuente: Ibíd.

Gráfica 62. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 12° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 63.Coefficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 8° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

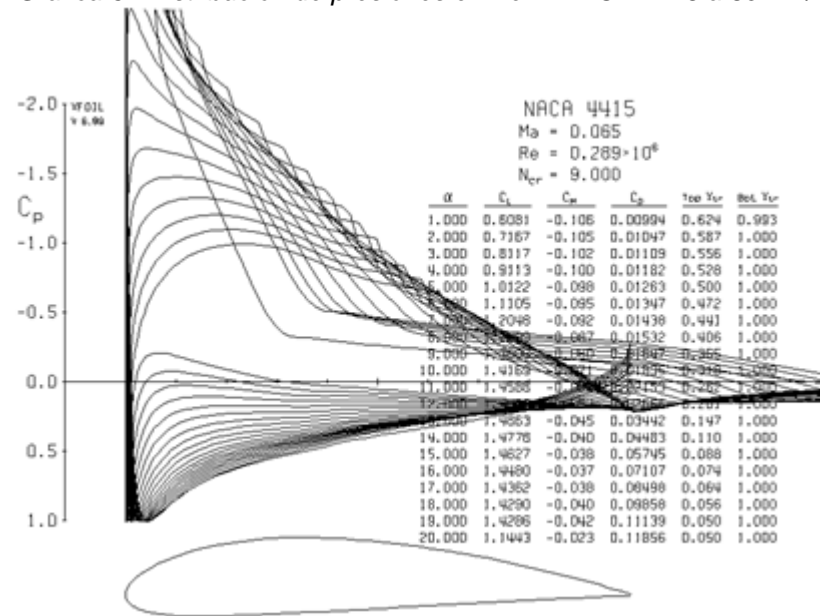
Perfil NACA 4415: 80 Km/h, Reynolds 289.154 y Mach 0.0650

Tabla 22.Coefficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 80 Km/h

XFOIL		Version 6.99				
calculated polar for: NACA 4415						
1 1 Reynolds number fixed			Mach number fixed			
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.065	Re =	0.289 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.6081	0.00994	0.00417	-0.1057	0.6239	0.9931
2.000	0.7167	0.01047	0.00433	-0.1054	0.5872	1.0000
3.000	0.8117	0.01109	0.00473	-0.1020	0.5558	1.0000
4.000	0.9113	0.01182	0.00531	-0.0996	0.5276	1.0000
5.000	1.0122	0.01263	0.00599	-0.0975	0.5004	1.0000
6.000	1.1105	0.01347	0.00684	-0.0950	0.4721	1.0000
7.000	1.2048	0.01438	0.00774	-0.0919	0.4414	1.0000
8.000	1.2899	0.01532	0.00875	-0.0872	0.4059	1.0000
9.000	1.3606	0.01647	0.00997	-0.0801	0.3652	1.0000
10.000	1.4169	0.01835	0.01186	-0.0713	0.3178	1.0000
11.000	1.4588	0.02153	0.01495	-0.0621	0.2621	1.0000
12.000	1.4823	0.02666	0.01995	-0.0531	0.2011	1.0000
13.000	1.4863	0.03442	0.02762	-0.0453	0.1470	1.0000
14.000	1.4778	0.04483	0.03805	-0.0401	0.1104	1.0000
15.000	1.4627	0.05745	0.05080	-0.0376	0.0884	1.0000
16.000	1.4480	0.07107	0.06463	-0.0371	0.0741	1.0000
17.000	1.4362	0.08498	0.07876	-0.0379	0.0638	1.0000
18.000	1.4290	0.09858	0.09258	-0.0396	0.0561	1.0000
19.000	1.4286	0.11139	0.10560	-0.0420	0.0498	1.0000

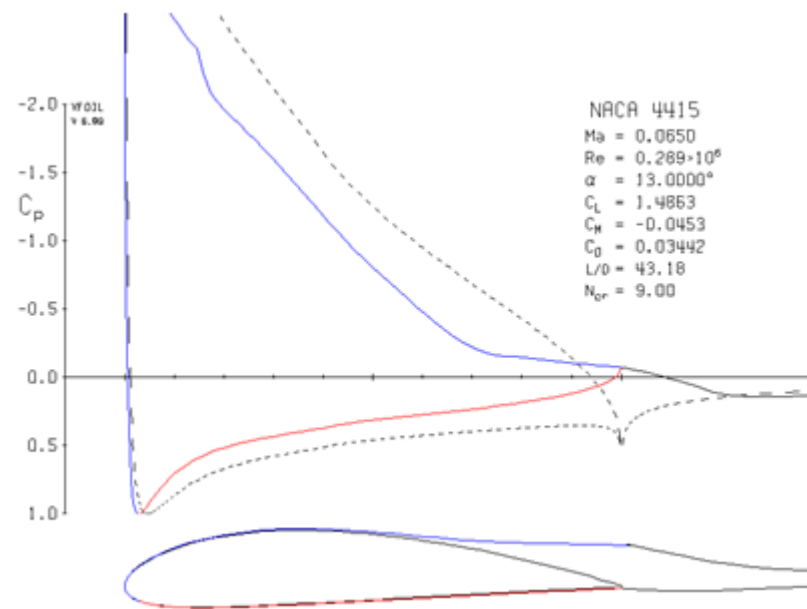
Fuente: Ibíd.

Gráfica 64. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 80 Km/h



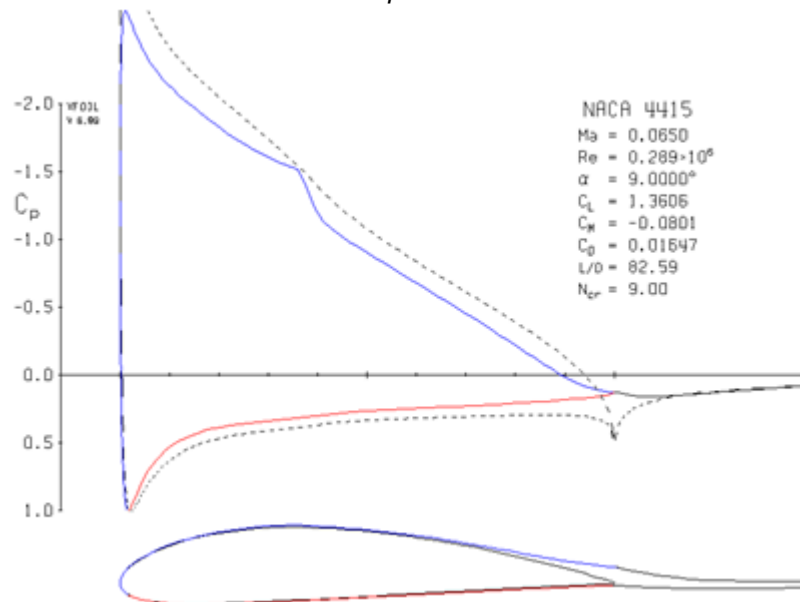
Fuente: Ibíd.

Gráfica 65. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 13° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 66. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 9° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Perfil NACA 4415: 100 Km/h, Reynolds 361.433 y Mach 0.0813

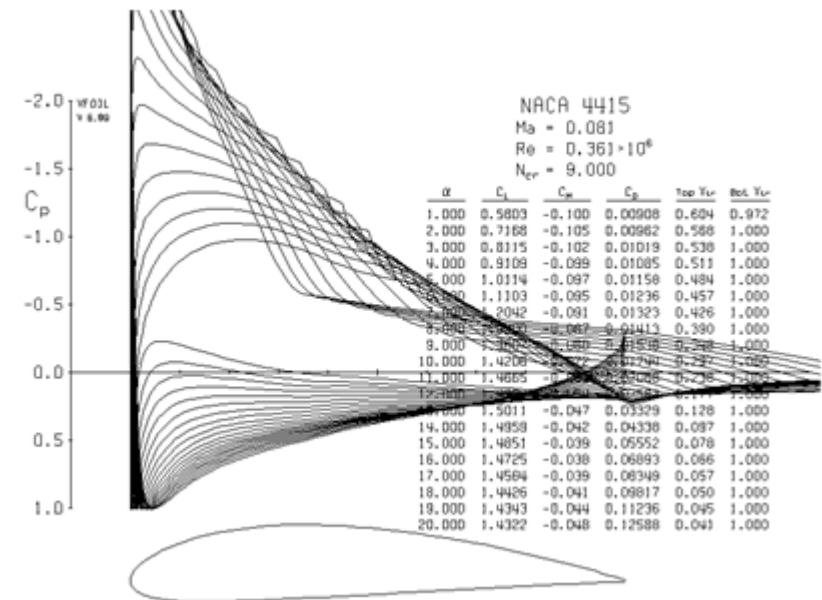
Tabla 23. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 100 Km/h

XFOIL version 6.99
calculated polar for: NACA 4415
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.081 Re = 0.361 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5803	0.00908	0.00365	-0.0998	0.6044	0.9722
2.000	0.7168	0.00962	0.00386	-0.1052	0.5675	1.0000
3.000	0.8115	0.01019	0.00420	-0.1017	0.5376	1.0000
4.000	0.9109	0.01085	0.00472	-0.0992	0.5107	1.0000
5.000	1.0114	0.01158	0.00534	-0.0970	0.4842	1.0000
6.000	1.1103	0.01236	0.00611	-0.0946	0.4568	1.0000
7.000	1.2042	0.01323	0.00694	-0.0913	0.4262	1.0000
8.000	1.2900	0.01413	0.00791	-0.0867	0.3900	1.0000
9.000	1.3607	0.01538	0.00917	-0.0796	0.3479	1.0000
10.000	1.4206	0.01744	0.01117	-0.0716	0.2975	1.0000
11.000	1.4665	0.02068	0.01429	-0.0631	0.2383	1.0000
12.000	1.4924	0.02583	0.01928	-0.0544	0.1774	1.0000
13.000	1.5011	0.03329	0.02664	-0.0468	0.1282	1.0000
14.000	1.4959	0.04338	0.03674	-0.0415	0.0966	1.0000
15.000	1.4851	0.05552	0.04905	-0.0389	0.0778	1.0000
16.000	1.4725	0.06893	0.06272	-0.0383	0.0656	1.0000
17.000	1.4564	0.08349	0.07753	-0.0393	0.0570	1.0000
18.000	1.4426	0.09817	0.09246	-0.0413	0.0504	1.0000
19.000	1.4343	0.11236	0.10688	-0.0443	0.0451	1.0000
20.000	1.4322	0.12588	0.12061	-0.0483	0.0407	1.0000

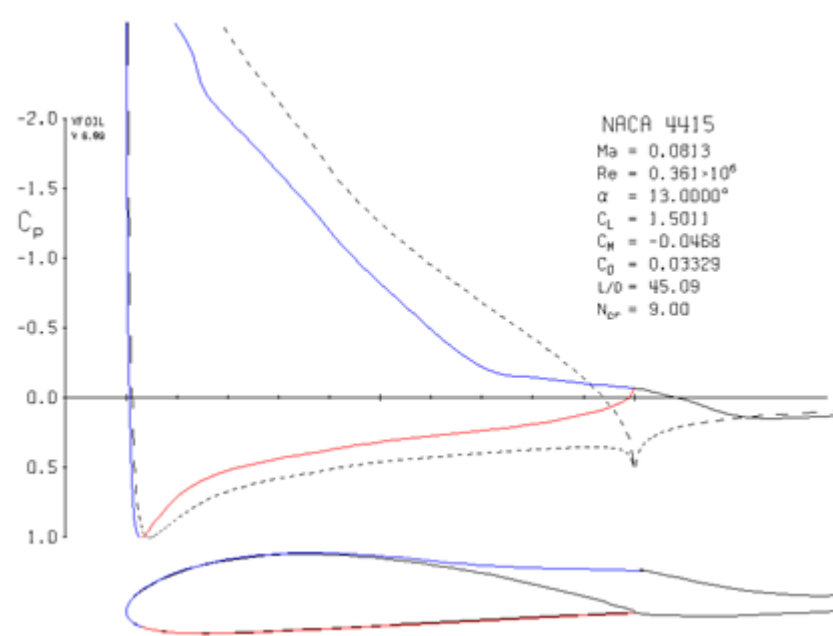
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 67. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 100 Km/h



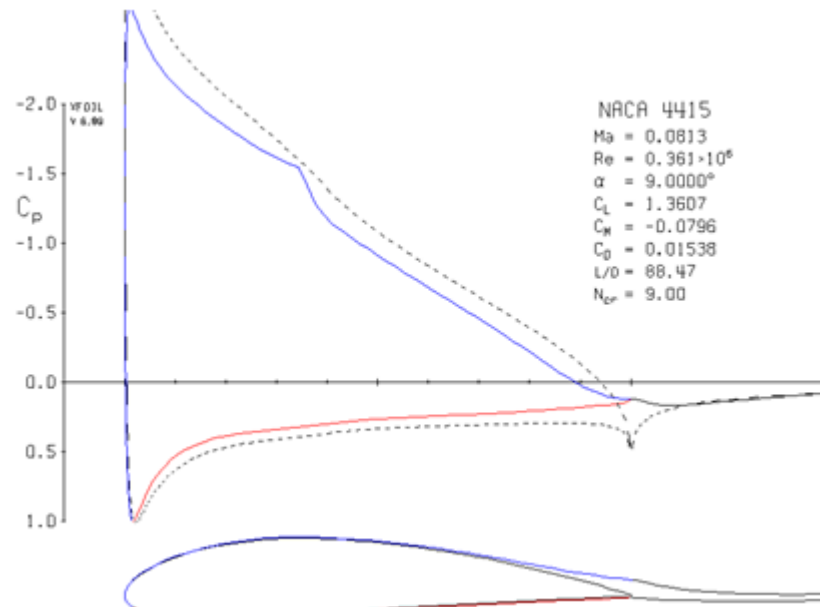
Fuente: Ibíd.

Gráfica 68. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 13° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 69. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 9° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

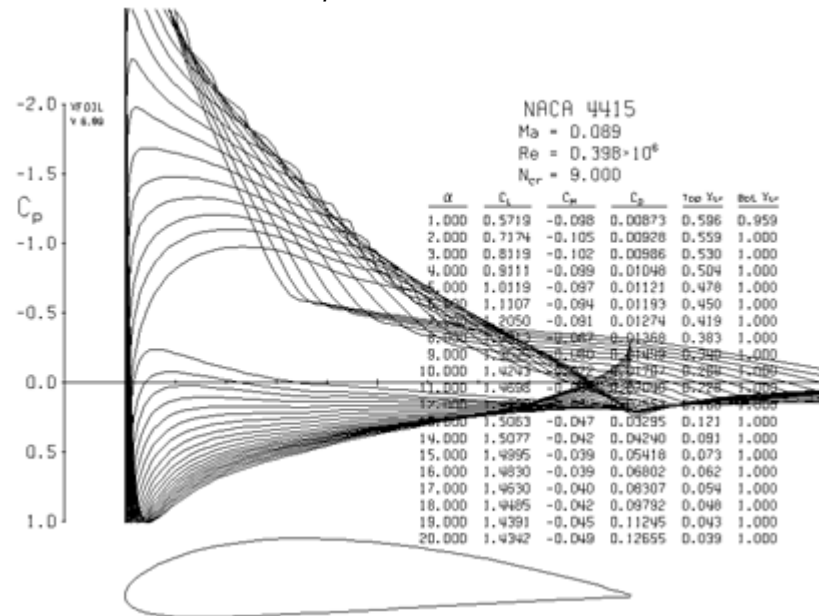
Perfil NACA 4415: 110 Km/h, Reynolds 397.587 y Mach 0.0894

Tabla 24. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 110 Km/h

XFOIL		Version 6.99					
Calculated polar for: NACA 4415							
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed			
xtrf = 1.000 (top)		1.000 (bottom)					
Mach = 0.089		Re = 0.398 e 6		Ncrit = 9.000			
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr	
1.000	0.5719	0.00873	0.00346	-0.0981	0.5957	0.9594	
2.000	0.7174	0.00928	0.00370	-0.1053	0.5592	1.0000	
3.000	0.8119	0.00986	0.00403	-0.1017	0.5303	1.0000	
4.000	0.9111	0.01048	0.00450	-0.0991	0.5036	1.0000	
5.000	1.0119	0.01121	0.00513	-0.0969	0.4778	1.0000	
6.000	1.1107	0.01193	0.00583	-0.0944	0.4504	1.0000	
7.000	1.2050	0.01274	0.00666	-0.0912	0.4194	1.0000	
8.000	1.2913	0.01368	0.00761	-0.0867	0.3828	1.0000	
9.000	1.3625	0.01499	0.00890	-0.0796	0.3404	1.0000	
10.000	1.4243	0.01707	0.01090	-0.0720	0.2882	1.0000	
11.000	1.4698	0.02040	0.01408	-0.0635	0.2281	1.0000	
12.000	1.4969	0.02553	0.01902	-0.0548	0.1677	1.0000	
13.000	1.5063	0.03295	0.02634	-0.0473	0.1205	1.0000	
14.000	1.5077	0.04240	0.03585	-0.0421	0.0908	1.0000	
15.000	1.4995	0.05418	0.04782	-0.0394	0.0734	1.0000	
16.000	1.4830	0.06802	0.06187	-0.0388	0.0623	1.0000	
17.000	1.4630	0.08307	0.07716	-0.0397	0.0544	1.0000	
18.000	1.4485	0.09792	0.09227	-0.0418	0.0482	1.0000	
19.000	1.4391	0.11245	0.10708	-0.0451	0.0432	1.0000	
20.000	1.4342	0.12655	0.12143	-0.0493	0.0390	1.0000	

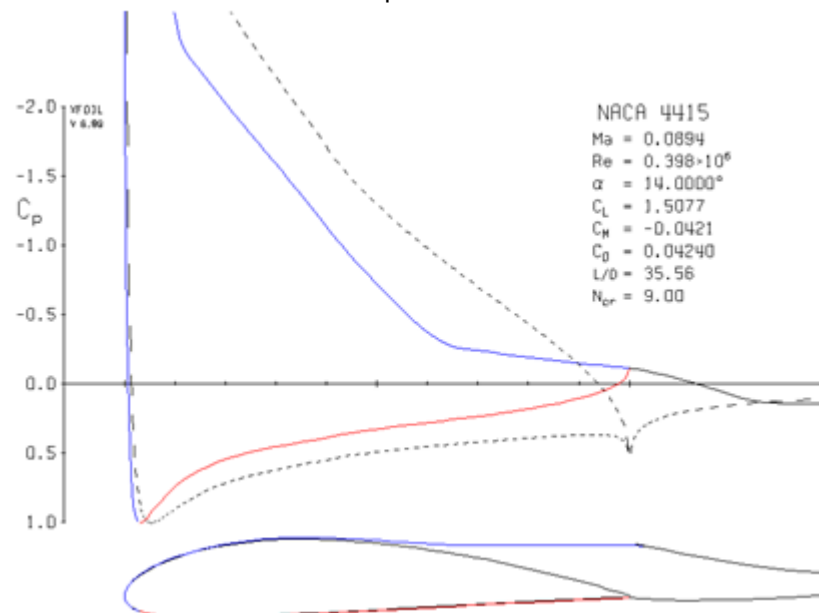
Fuente: Ibíd.

Gráfica 70. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 110 Km/h



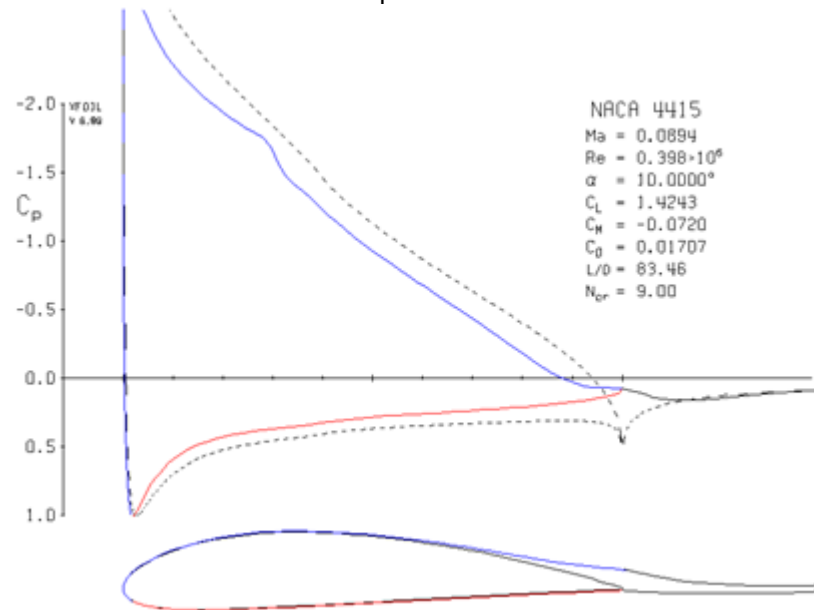
Fuente: Ibíd.

Gráfica 71. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 14° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 72. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 10° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 4415: 130 Km/h, Reynolds 469.875 y Mach 0.1057

Tabla 25. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 4415 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 4415

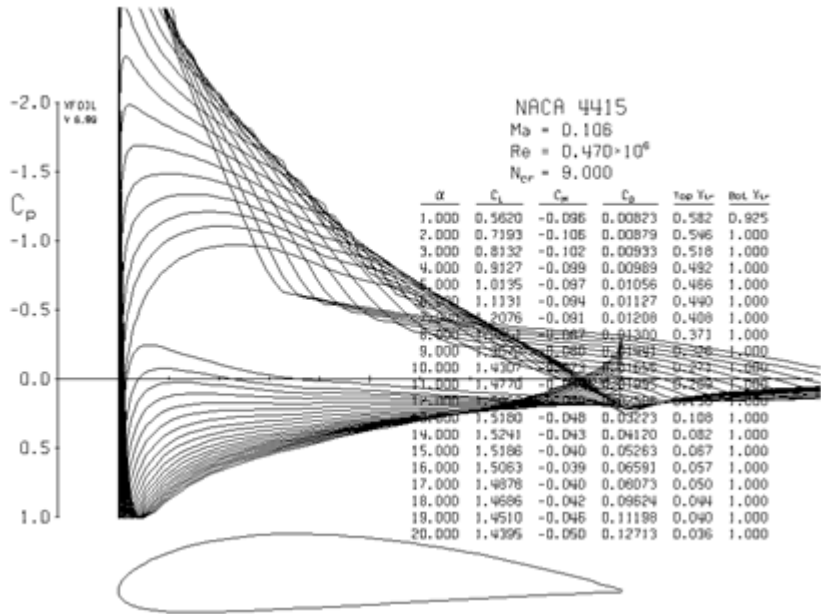
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.106 Re = 0.470 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.5620	0.00823	0.00315	-0.0961	0.5818	0.9250
2.000	0.7193	0.00879	0.00344	-0.1056	0.5457	1.0000
3.000	0.8132	0.00933	0.00374	-0.1018	0.5175	1.0000
4.000	0.9127	0.00989	0.00420	-0.0992	0.4919	1.0000
5.000	1.0135	0.01056	0.00476	-0.0969	0.4665	1.0000
6.000	1.1131	0.01127	0.00545	-0.0945	0.4396	1.0000
7.000	1.2076	0.01208	0.00623	-0.0912	0.4084	1.0000
8.000	1.2951	0.01300	0.00715	-0.0868	0.3705	1.0000
9.000	1.3672	0.01441	0.00849	-0.0800	0.3257	1.0000
10.000	1.4307	0.01655	0.01052	-0.0727	0.2708	1.0000
11.000	1.4770	0.01995	0.01373	-0.0642	0.2089	1.0000
12.000	1.5053	0.02506	0.01864	-0.0556	0.1504	1.0000
13.000	1.5180	0.03223	0.02572	-0.0481	0.1079	1.0000
14.000	1.5241	0.04120	0.03478	-0.0430	0.0819	1.0000
15.000	1.5186	0.05263	0.04639	-0.0401	0.0665	1.0000
16.000	1.5063	0.06591	0.05993	-0.0392	0.0566	1.0000
17.000	1.4878	0.08073	0.07502	-0.0400	0.0496	1.0000
18.000	1.4686	0.09624	0.09082	-0.0422	0.0443	1.0000
19.000	1.4510	0.11198	0.10683	-0.0457	0.0399	1.0000
20.000	1.4395	0.12713	0.12218	-0.0503	0.0363	1.0000

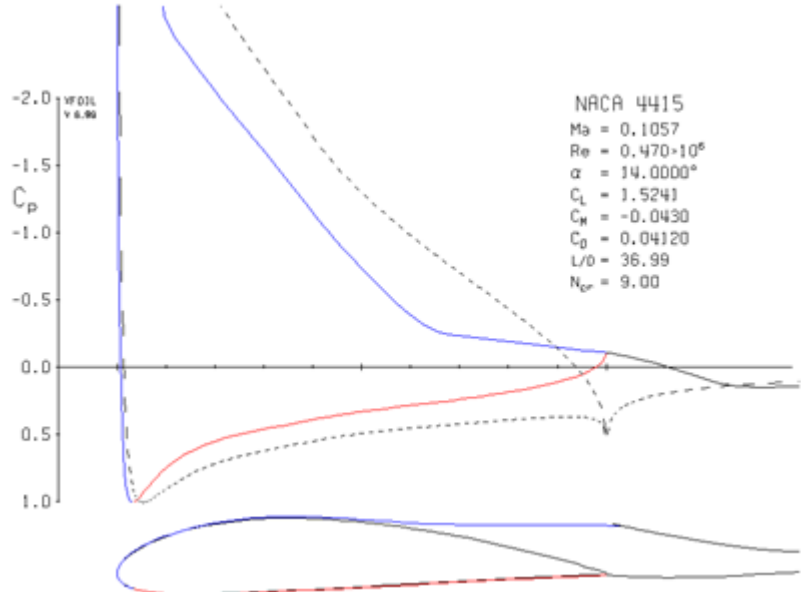
Fuente: Ibíd.

Gráfica 73. Distribución de presiones en Perfil NACA 4415 a 130 Km/h



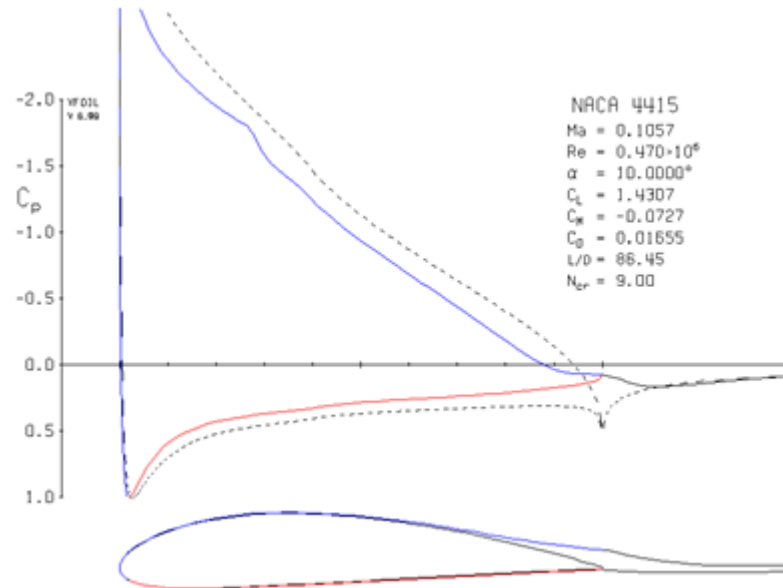
Fuente: Ibíd.

Gráfica 74. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 14° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 75. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 4415 a 10° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 40 Km/h, Reynolds 145.577 y Mach 0.0325

Tabla 26. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 6412

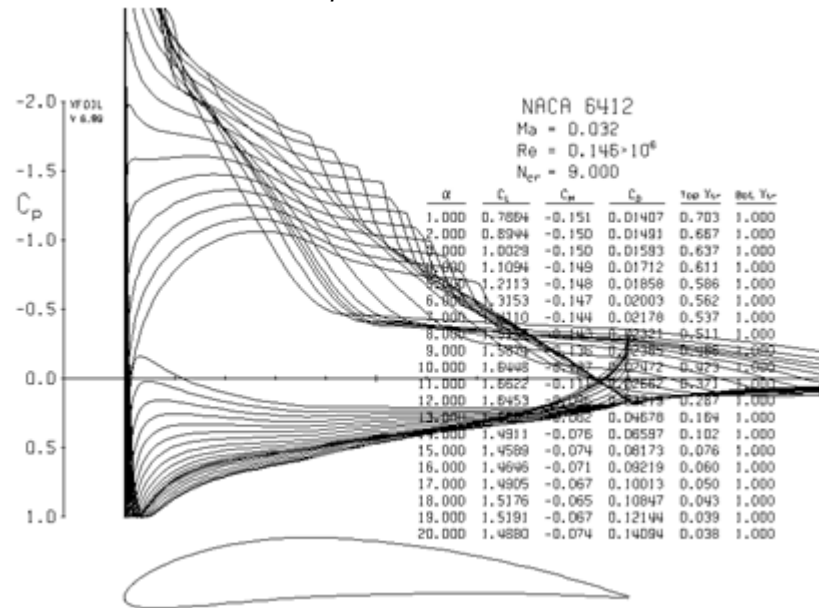
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.032 Re = 0.146 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7864	0.01407	0.00697	-0.1509	0.7029	1.0000
2.000	0.8944	0.01491	0.00735	-0.1501	0.6672	1.0000
3.000	1.0029	0.01593	0.00805	-0.1495	0.6373	1.0000
4.000	1.1094	0.01712	0.00909	-0.1489	0.6105	1.0000
5.000	1.2113	0.01858	0.01060	-0.1476	0.5855	1.0000
6.000	1.3153	0.02003	0.01214	-0.1467	0.5620	1.0000
7.000	1.4110	0.02178	0.01417	-0.1445	0.5372	1.0000
8.000	1.5137	0.02321	0.01576	-0.1432	0.5113	1.0000
9.000	1.5874	0.02365	0.01644	-0.1361	0.4659	1.0000
10.000	1.6448	0.02472	0.01789	-0.1266	0.4227	1.0000
11.000	1.6622	0.02662	0.02017	-0.1113	0.3713	1.0000
12.000	1.6453	0.03219	0.02582	-0.0955	0.2866	1.0000
13.000	1.5662	0.04678	0.03976	-0.0820	0.1636	1.0000
14.000	1.4911	0.06597	0.05863	-0.0764	0.1020	1.0000
16.000	1.4646	0.09219	0.08489	-0.0707	0.0605	1.0000
18.000	1.5176	0.10847	0.10179	-0.0649	0.0435	1.0000
19.000	1.5191	0.12144	0.11537	-0.0671	0.0393	1.0000
20.000	1.4880	0.14094	0.13570	-0.0745	0.0376	1.0000

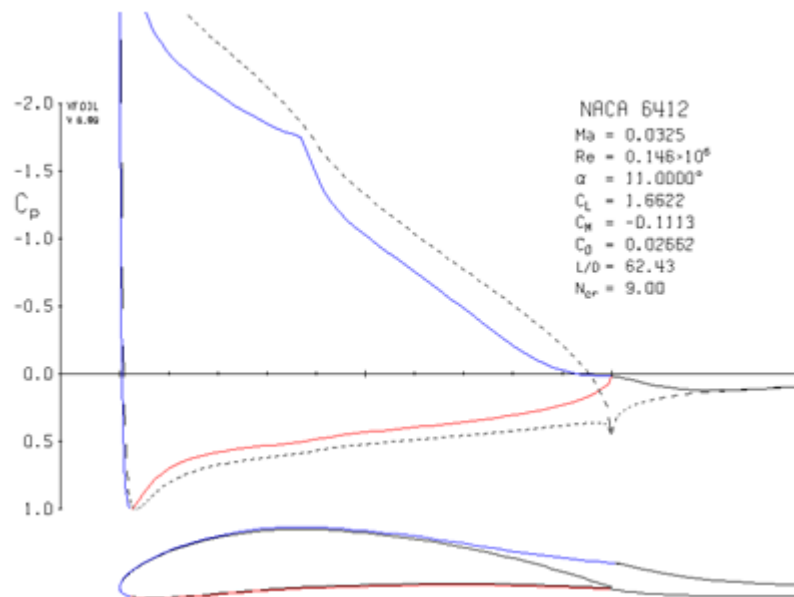
Fuente: Ibíd.

Gráfica 76. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 40 Km/h



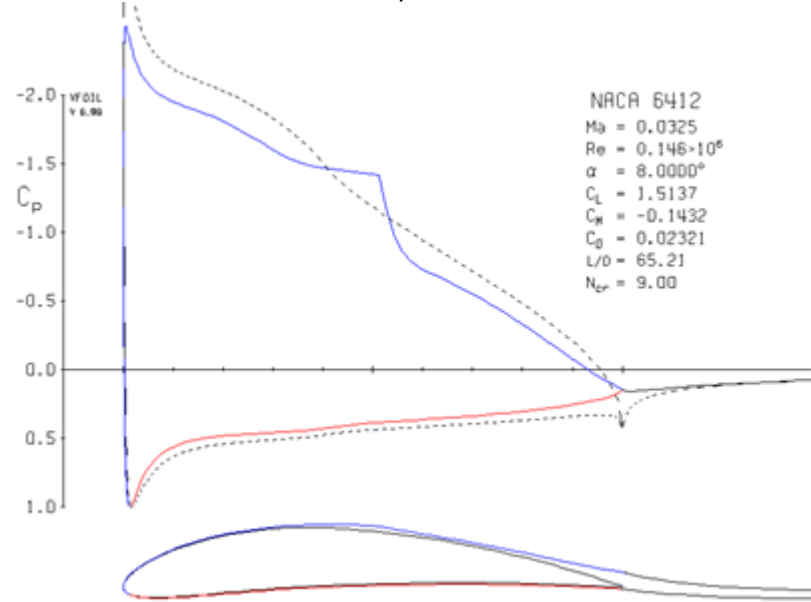
Fuente: Ibíd.

Gráfica 77. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 78. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 80 Km/h, Reynolds 289.154 y Mach 0.0650

Tabla 27. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 80 Km/h

XFOIL Version 6.99

calculated polar for: NACA 6412

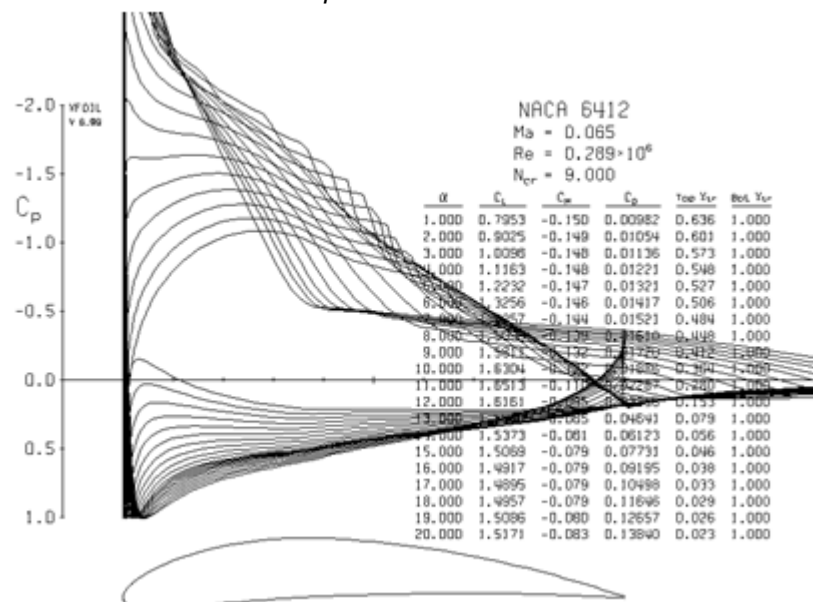
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.065 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7953	0.00982	0.00390	-0.1501	0.6358	1.0000
2.000	0.9025	0.01054	0.00421	-0.1492	0.6006	1.0000
3.000	1.0098	0.01136	0.00474	-0.1485	0.5725	1.0000
4.000	1.1163	0.01221	0.00545	-0.1477	0.5482	1.0000
5.000	1.2232	0.01321	0.00634	-0.1472	0.5270	1.0000
6.000	1.3256	0.01417	0.00744	-0.1459	0.5057	1.0000
7.000	1.4257	0.01521	0.00861	-0.1443	0.4839	1.0000
8.000	1.5096	0.01610	0.00958	-0.1394	0.4482	1.0000
9.000	1.5811	0.01720	0.01092	-0.1325	0.4118	1.0000
10.000	1.6304	0.01886	0.01280	-0.1221	0.3644	1.0000
11.000	1.6513	0.02287	0.01667	-0.1095	0.2803	1.0000
12.000	1.6161	0.03258	0.02576	-0.0948	0.1534	1.0000
13.000	1.5686	0.04641	0.03930	-0.0852	0.0787	1.0000
14.000	1.5373	0.06123	0.05427	-0.0809	0.0560	1.0000
15.000	1.5069	0.07731	0.07062	-0.0792	0.0455	1.0000
16.000	1.4917	0.09195	0.08552	-0.0788	0.0385	1.0000
17.000	1.4895	0.10498	0.09887	-0.0791	0.0332	1.0000
18.000	1.4957	0.11646	0.11062	-0.0794	0.0290	1.0000
19.000	1.5086	0.12657	0.12097	-0.0801	0.0257	1.0000
20.000	1.5171	0.13840	0.13319	-0.0834	0.0231	1.0000

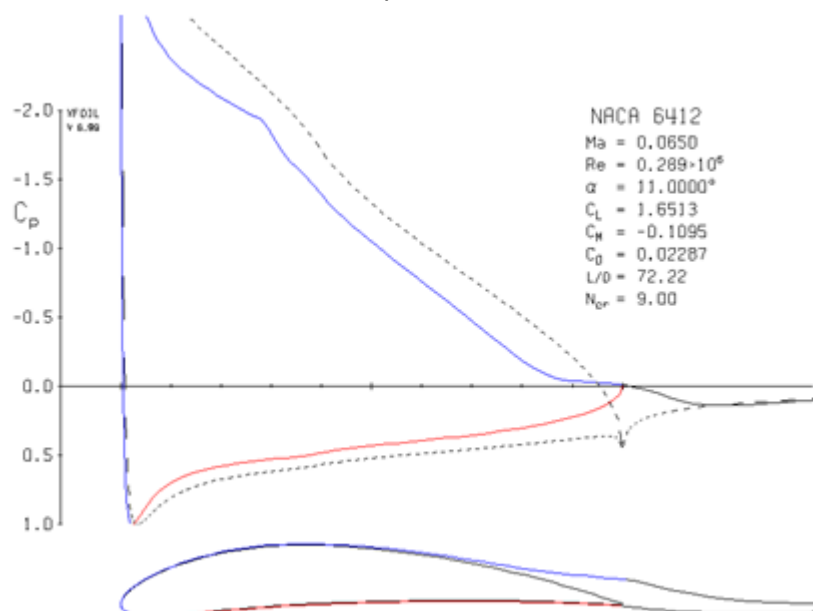
Fuente: Ibíd.

Gráfica 79. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 80 Km/h



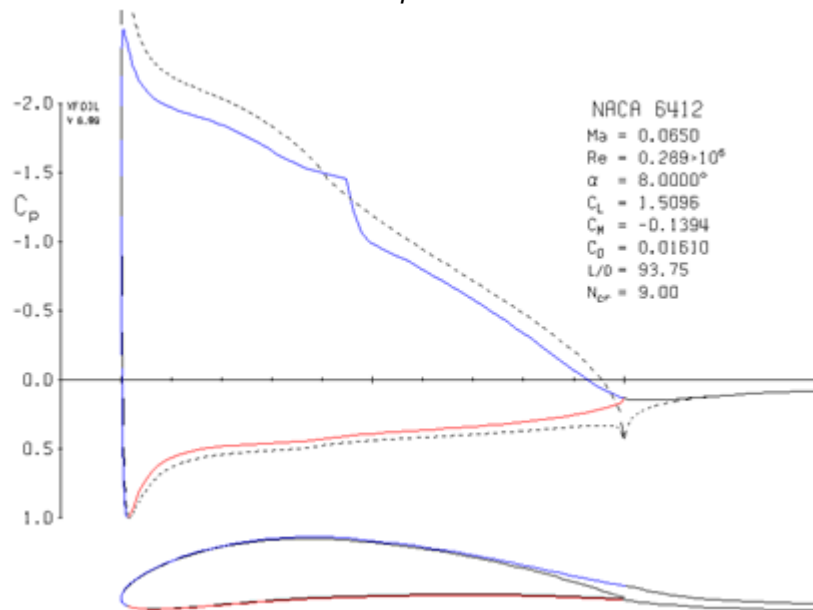
Fuente: Ibíd.

Gráfica 80. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 81. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

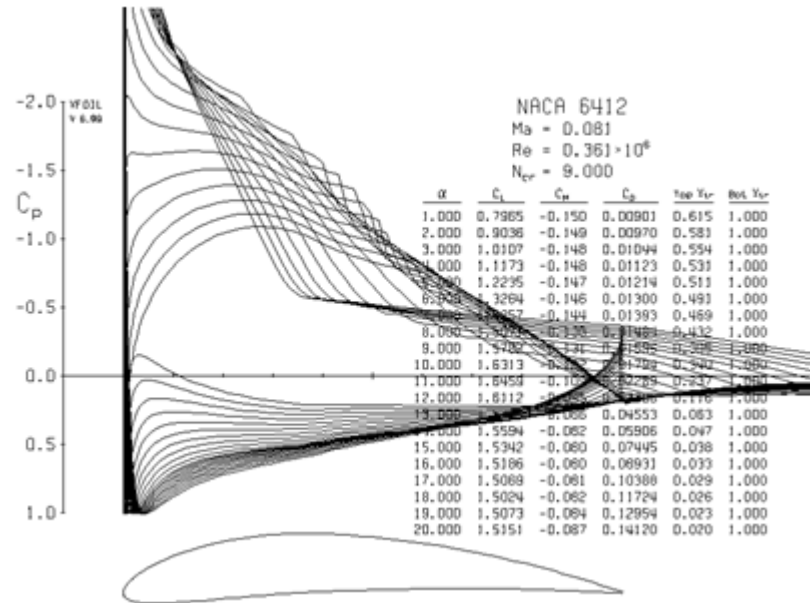
Perfil NACA 6412: 100 Km/h, Reynolds 361.433 y Mach 0.0813

Tabla 28. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 100 Km/h

XFOIL		version 6.99				
Calculated polar for: NACA 6412						
1 1 Reynolds number fixed			Mach number fixed			
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.081	Re =	0.361 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7965	0.00901	0.00344	-0.1500	0.6152	1.0000
2.000	0.9036	0.00970	0.00373	-0.1491	0.5811	1.0000
3.000	1.0107	0.01045	0.00423	-0.1483	0.5540	1.0000
4.000	1.1173	0.01124	0.00487	-0.1476	0.5310	1.0000
5.000	1.2235	0.01214	0.00568	-0.1469	0.5107	1.0000
6.000	1.3264	0.01301	0.00665	-0.1456	0.4906	1.0000
7.000	1.4257	0.01394	0.00771	-0.1437	0.4692	1.0000
8.000	1.5071	0.01485	0.00866	-0.1383	0.4318	1.0000
9.000	1.5782	0.01595	0.00999	-0.1313	0.3956	1.0000
10.000	1.6313	0.01795	0.01206	-0.1219	0.3400	1.0000
11.000	1.6459	0.02289	0.01663	-0.1091	0.2374	1.0000
12.000	1.6112	0.03306	0.02617	-0.0949	0.1158	1.0000
13.000	1.5799	0.04553	0.03851	-0.0863	0.0635	1.0000
14.000	1.5594	0.05907	0.05228	-0.0821	0.0468	1.0000
15.000	1.5342	0.07445	0.06797	-0.0803	0.0385	1.0000
16.000	1.5186	0.08932	0.08318	-0.0800	0.0331	1.0000
17.000	1.5068	0.10389	0.09807	-0.0807	0.0288	1.0000
20.000	1.5151	0.14119	0.13623	-0.0872	0.0205	1.0000

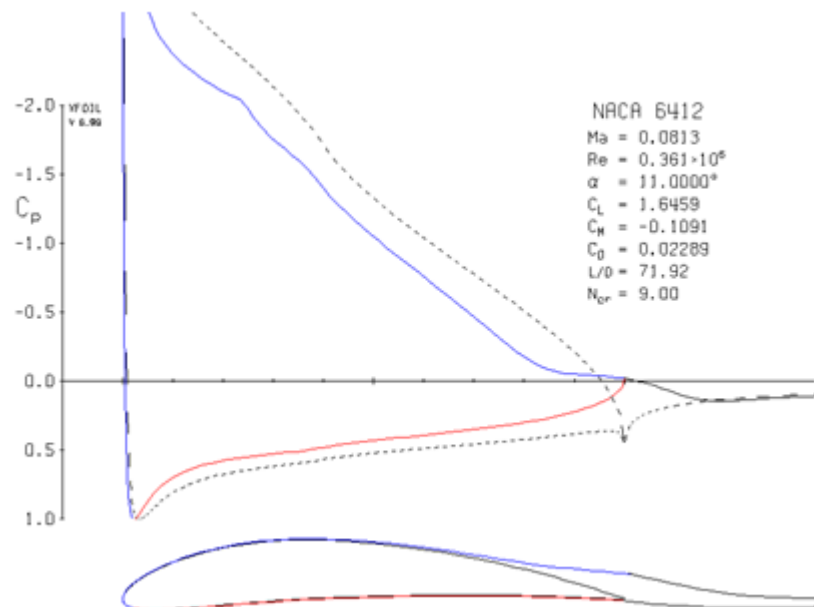
Fuente: Ibíd.

Gráfica 82. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 100 Km/h



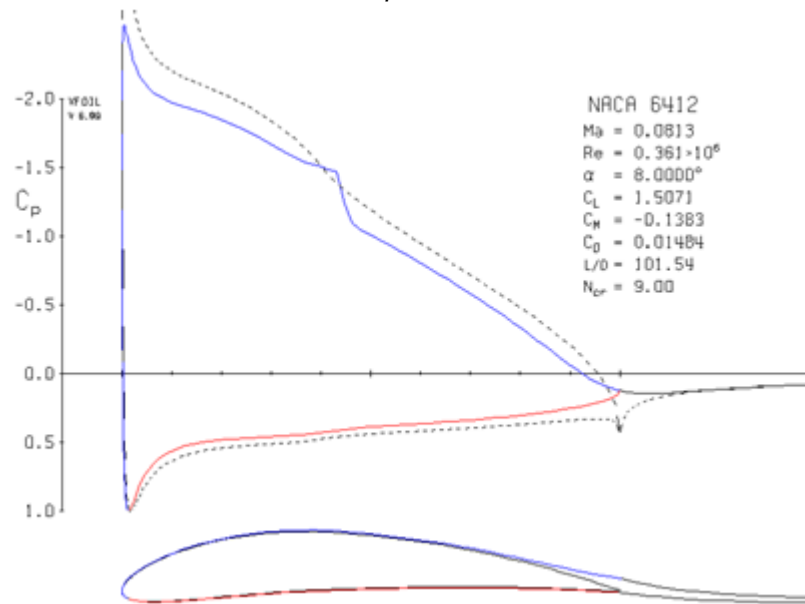
Fuente: Ibíd.

Gráfica 83. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 84. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 110 Km/h, Reynolds 397.587 y Mach 0.0894

Tabla 29. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 110 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 6412

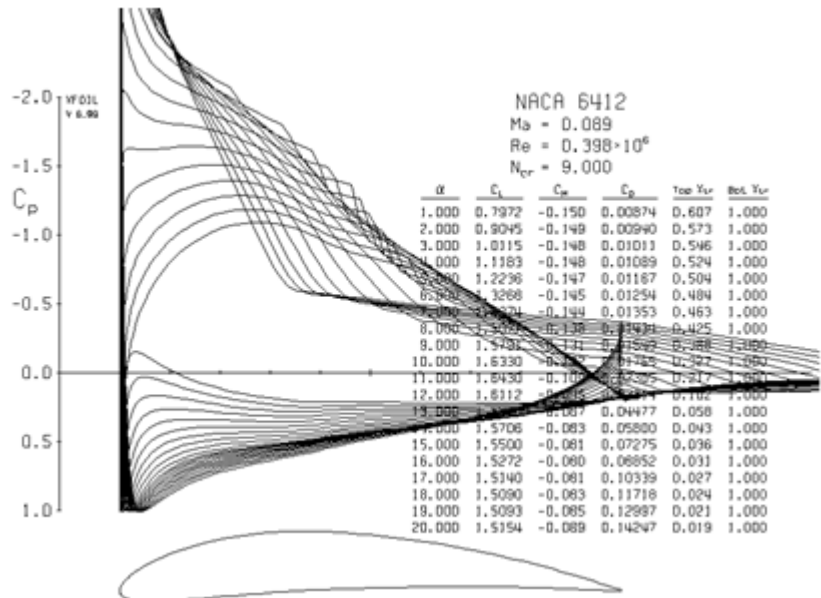
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.089 Re = 0.398 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7972	0.00874	0.00327	-0.1501	0.6071	1.0000
2.000	0.9045	0.00940	0.00357	-0.1492	0.5733	1.0000
3.000	1.0115	0.01011	0.00404	-0.1483	0.5464	1.0000
4.000	1.1183	0.01089	0.00468	-0.1476	0.5242	1.0000
5.000	1.2236	0.01167	0.00545	-0.1467	0.5039	1.0000
6.000	1.3268	0.01254	0.00636	-0.1454	0.4842	1.0000
7.000	1.4274	0.01353	0.00738	-0.1438	0.4633	1.0000
8.000	1.5077	0.01434	0.00835	-0.1382	0.4251	1.0000
9.000	1.5791	0.01549	0.00966	-0.1312	0.3878	1.0000
10.000	1.6330	0.01765	0.01182	-0.1220	0.3273	1.0000
11.000	1.6430	0.02305	0.01675	-0.1088	0.2172	1.0000
12.000	1.6112	0.03314	0.02625	-0.0950	0.1020	1.0000
13.000	1.5890	0.04477	0.03784	-0.0869	0.0581	1.0000
14.000	1.5706	0.05800	0.05131	-0.0826	0.0434	1.0000
15.000	1.5500	0.07275	0.06639	-0.0806	0.0359	1.0000
16.000	1.5272	0.08852	0.08247	-0.0803	0.0310	1.0000
17.000	1.5140	0.10339	0.09763	-0.0812	0.0271	1.0000
18.000	1.5090	0.11718	0.11175	-0.0828	0.0241	1.0000
20.000	1.5154	0.14247	0.13761	-0.0889	0.0194	1.0000

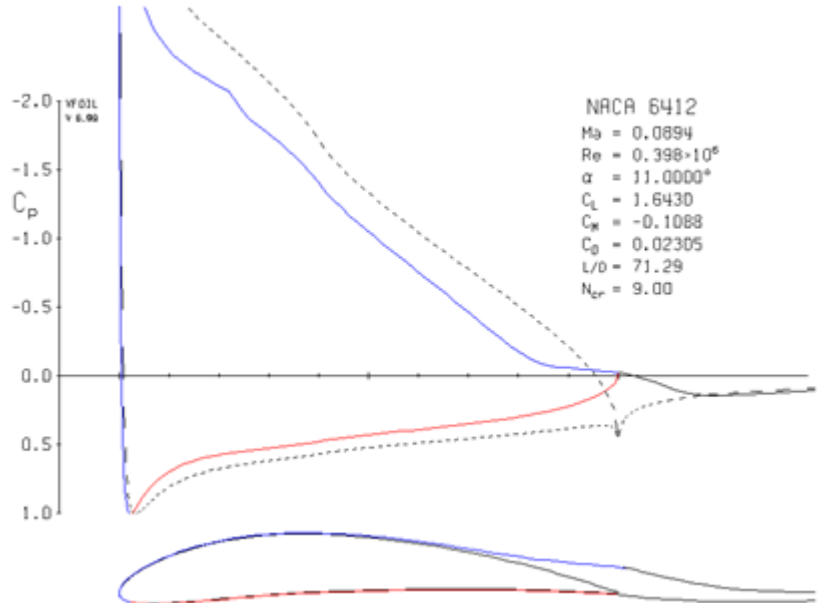
Fuente: Ibíd.

Gráfica 85.Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 110 Km/h



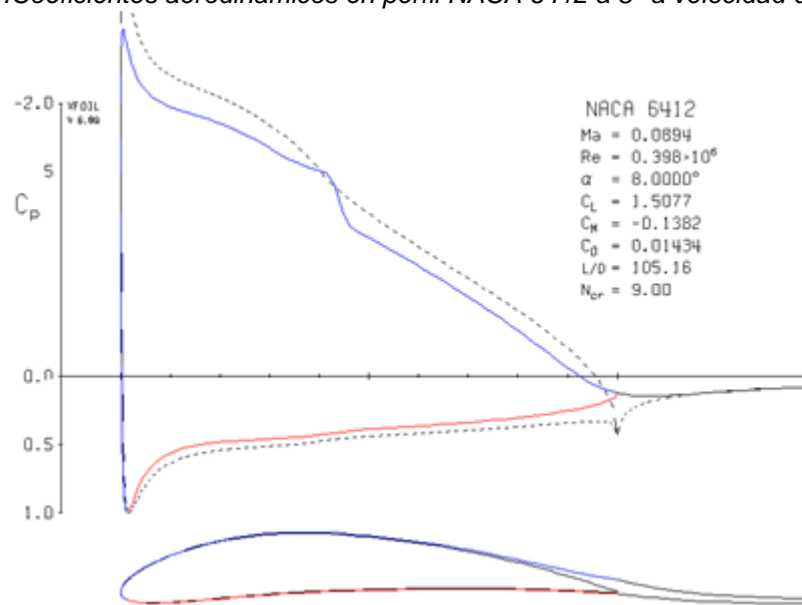
Fuente: Ibíd.

Gráfica 86.Coefficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 87. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 6412: 130 Km/h, Reynolds 469.875 y Mach 0.1057

Tabla 30. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 6412 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 6412

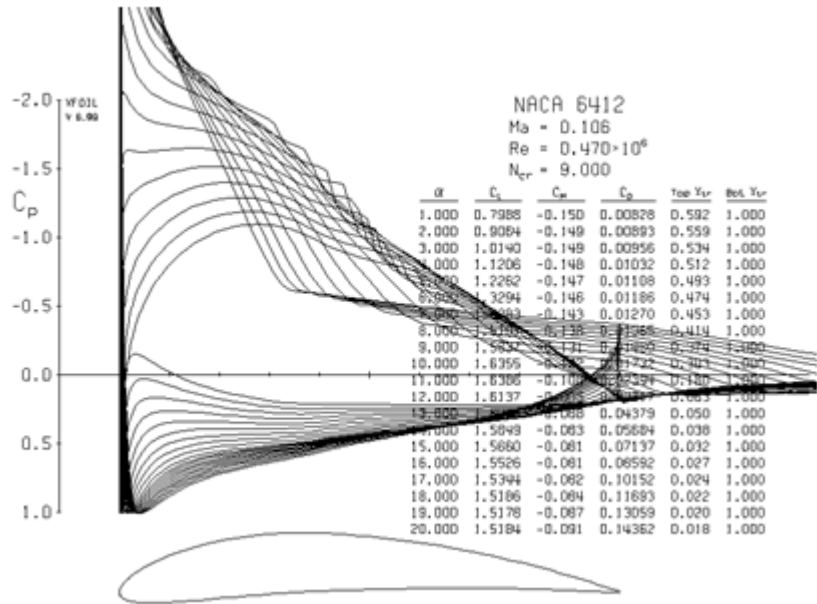
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.106 Re = 0.470 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	0.7988	0.00828	0.00304	-0.1503	0.5921	1.0000
2.000	0.9064	0.00893	0.00332	-0.1494	0.5595	1.0000
3.000	1.0140	0.00956	0.00377	-0.1486	0.5336	1.0000
4.000	1.1206	0.01032	0.00437	-0.1478	0.5123	1.0000
5.000	1.2262	0.01108	0.00510	-0.1468	0.4930	1.0000
6.000	1.3294	0.01186	0.00595	-0.1455	0.4739	1.0000
7.000	1.4283	0.01270	0.00690	-0.1434	0.4528	1.0000
8.000	1.5101	0.01365	0.00786	-0.1381	0.4140	1.0000
9.000	1.5837	0.01480	0.00917	-0.1314	0.3736	1.0000
10.000	1.6355	0.01732	0.01155	-0.1221	0.3029	1.0000
11.000	1.6386	0.02344	0.01706	-0.1082	0.1800	1.0000
12.000	1.6137	0.03317	0.02630	-0.0953	0.0828	1.0000
13.000	1.6026	0.04379	0.03698	-0.0878	0.0502	1.0000
15.000	1.5660	0.07137	0.06512	-0.0813	0.0318	1.0000
16.000	1.5526	0.08592	0.08001	-0.0808	0.0275	1.0000
17.000	1.5344	0.10152	0.09598	-0.0817	0.0244	1.0000
18.000	1.5185	0.11693	0.11163	-0.0837	0.0218	1.0000
19.000	1.5178	0.13059	0.12564	-0.0868	0.0195	1.0000
20.000	1.5184	0.14362	0.13891	-0.0905	0.0178	1.0000

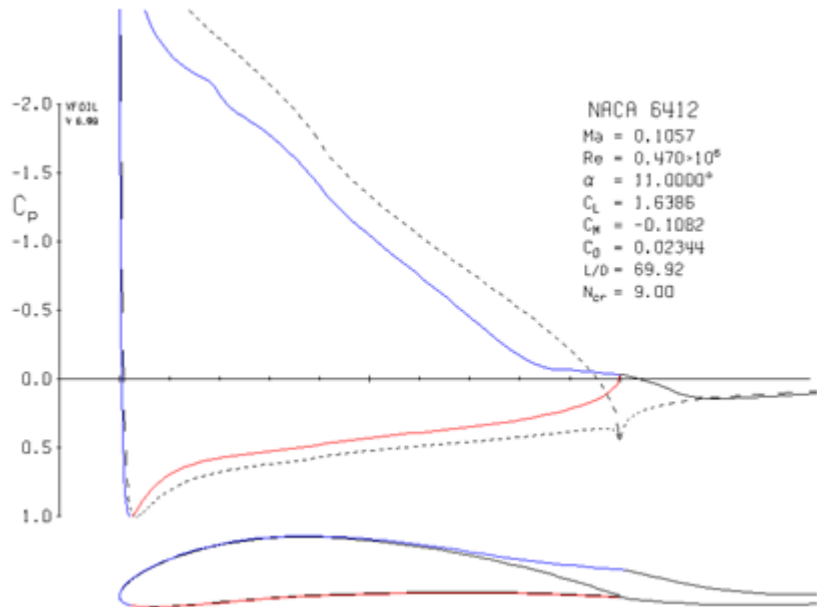
Fuente: Ibíd.

Gráfica 88. Distribución de presiones en Perfil NACA 6412 a 130 Km/h



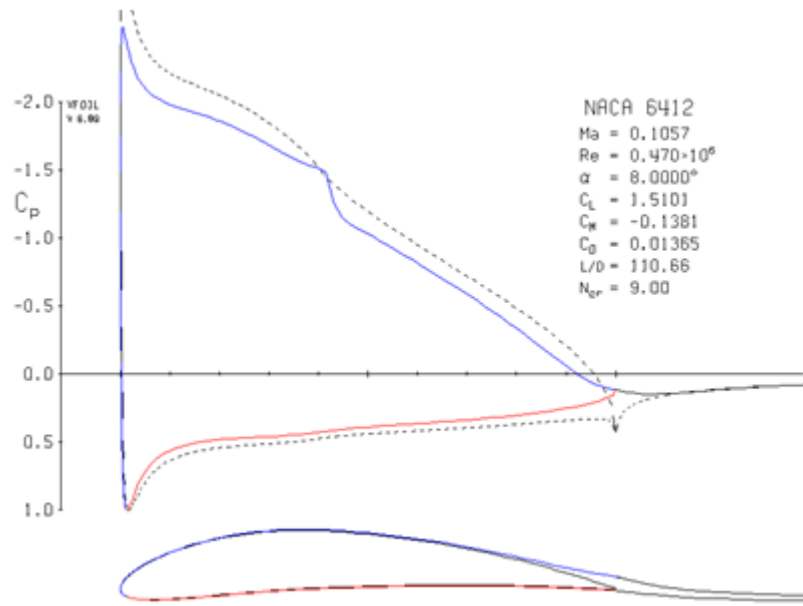
Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 89. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 11° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: *Ibíd.*

Gráfica 90. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 6412 a 8° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410: 40 Km/h, Reynolds 145.577 y Mach 0.0325

Tabla 31. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: NACA 9410

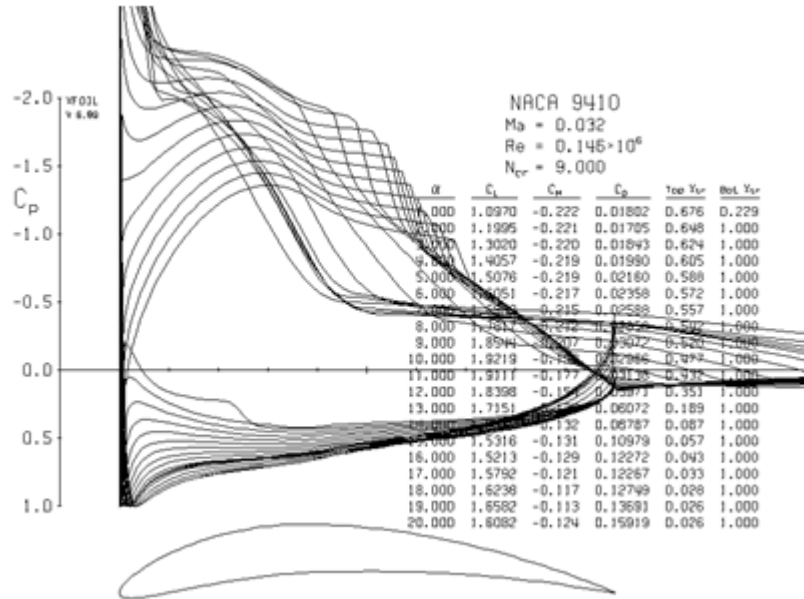
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.032 Re = 0.146 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.0970	0.01802	0.00915	-0.2220	0.6760	0.2294
3.000	1.3020	0.01843	0.01018	-0.2197	0.6244	1.0000
4.000	1.4057	0.01991	0.01147	-0.2191	0.6050	1.0000
5.000	1.5076	0.02160	0.01316	-0.2185	0.5881	1.0000
6.000	1.6051	0.02358	0.01532	-0.2174	0.5724	1.0000
7.000	1.6968	0.02588	0.01798	-0.2153	0.5572	1.0000
8.000	1.7817	0.02859	0.02120	-0.2123	0.5422	1.0000
9.000	1.8544	0.03073	0.02388	-0.2066	0.5197	1.0000
10.000	1.9219	0.02966	0.02298	-0.1976	0.4766	1.0000
11.000	1.9111	0.03138	0.02507	-0.1769	0.4320	1.0000
12.000	1.8398	0.03971	0.03386	-0.1544	0.3513	1.0000
13.000	1.7151	0.06071	0.05397	-0.1385	0.1890	1.0000
14.000	1.5950	0.08787	0.08058	-0.1325	0.0871	1.0000
15.000	1.5315	0.10979	0.10257	-0.1310	0.0570	1.0000
16.000	1.5213	0.12272	0.11547	-0.1289	0.0426	1.0000

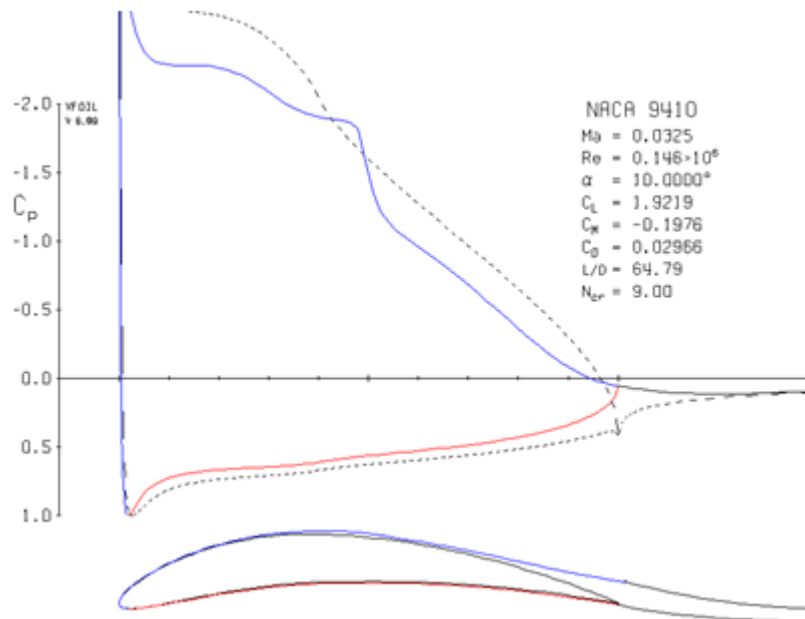
Fuente: Ibíd.

Gráfica 91. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 40 Km/h



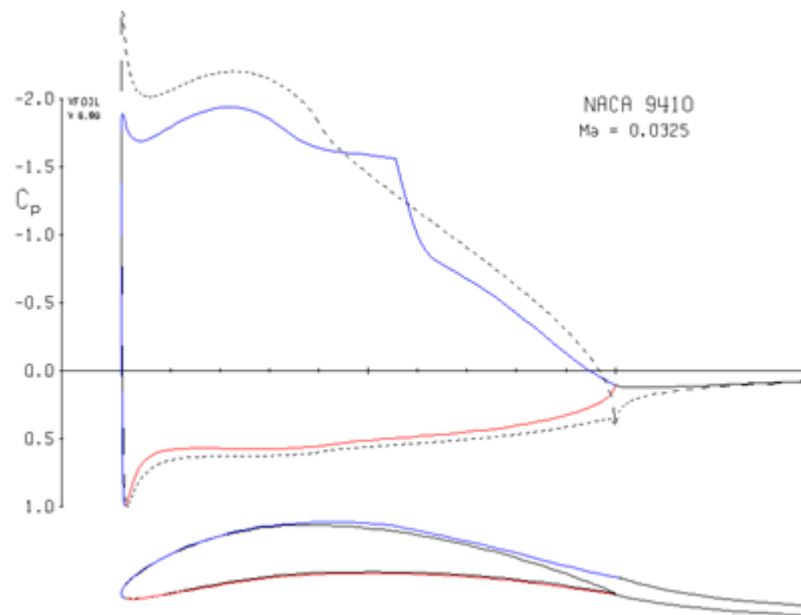
Fuente: Ibíd.

Gráfica 92. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 93. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 8° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

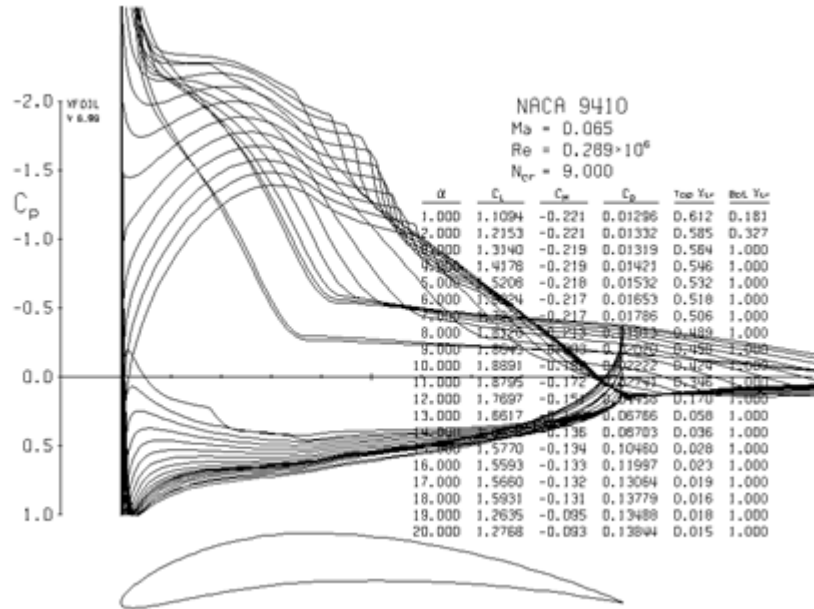
Perfil NACA 9410 80 Km/h, Reynolds 289.154 y Mach 0.0650

Tabla 32. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 80 Km/h

XFOIL		Version 6.99				
Calculated polar for: NACA 9410						
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed		
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)			
Mach =	0.065	Re =	0.289 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1094	0.01296	0.00505	-0.2214	0.6121	0.1814
2.000	1.2153	0.01332	0.00553	-0.2212	0.5853	0.3270
3.000	1.3140	0.01319	0.00620	-0.2193	0.5638	1.0000
4.000	1.4178	0.01421	0.00706	-0.2187	0.5464	1.0000
5.000	1.5208	0.01532	0.00814	-0.2181	0.5316	1.0000
6.000	1.6224	0.01653	0.00945	-0.2173	0.5182	1.0000
7.000	1.7229	0.01786	0.01098	-0.2165	0.5057	1.0000
8.000	1.8120	0.01913	0.01255	-0.2135	0.4885	1.0000
9.000	1.8645	0.02020	0.01387	-0.2031	0.4582	1.0000
10.000	1.8891	0.02222	0.01625	-0.1886	0.4239	1.0000
11.000	1.8795	0.02741	0.02155	-0.1719	0.3459	1.0000
12.000	1.7697	0.04458	0.03778	-0.1510	0.1700	1.0000
13.000	1.6617	0.06766	0.06039	-0.1400	0.0578	1.0000
14.000	1.6096	0.08703	0.08003	-0.1359	0.0360	1.0000
15.000	1.5770	0.10460	0.09797	-0.1342	0.0281	1.0000
16.000	1.5593	0.11997	0.11367	-0.1335	0.0234	1.0000
17.000	1.5660	0.13064	0.12451	-0.1322	0.0193	1.0000
18.000	1.5931	0.13779	0.13192	-0.1307	0.0164	1.0000

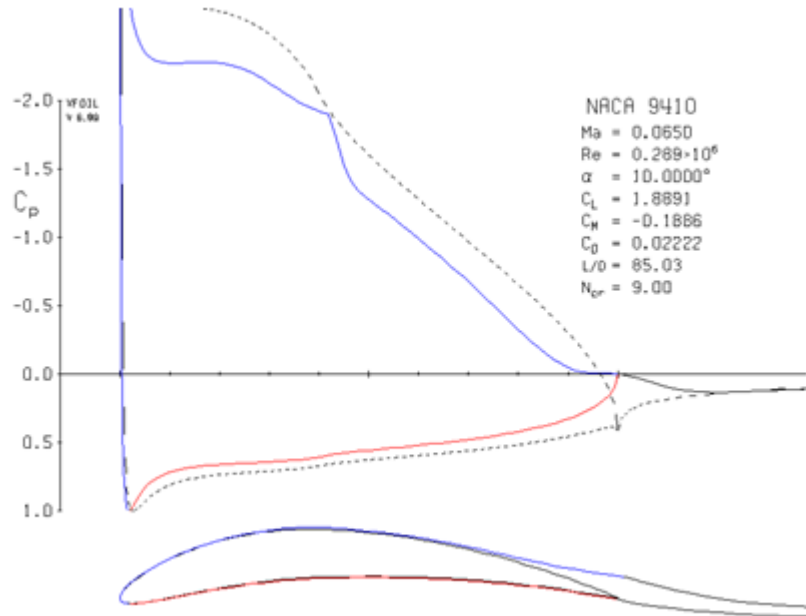
Fuente: Ibíd.

Gráfica 94. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 80 Km/h



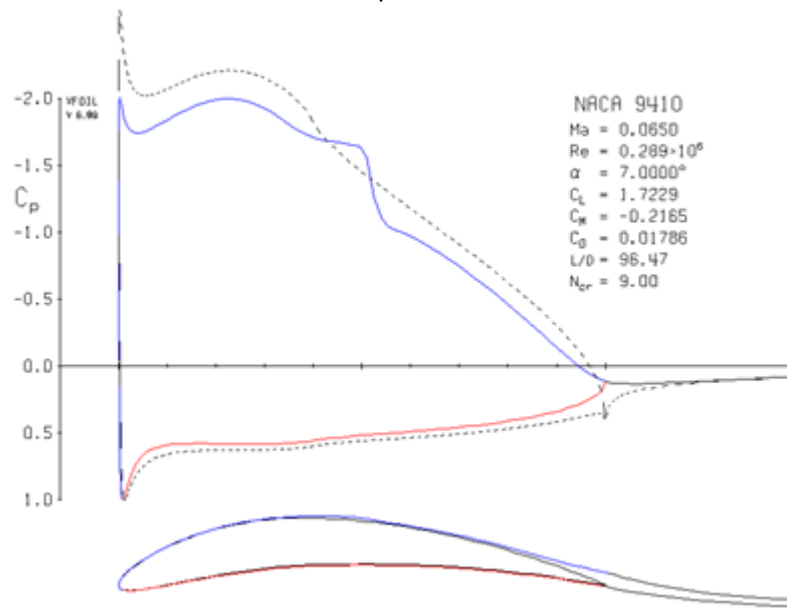
Fuente: Ibíd.

Gráfica 95. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 96. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9410 100 Km/h, Reynolds 361.433 y Mach 0.0813

Tabla 33. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 100 Km/h

XFOIL Version 6.99

calculated polar for: NACA 9410

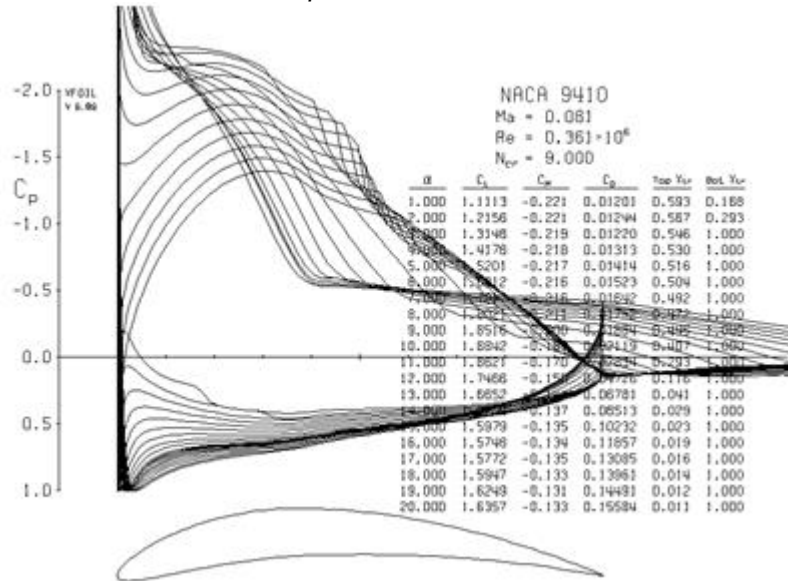
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.081 Re = 0.361 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	Cl	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1113	0.01202	0.00443	-0.2214	0.5928	0.1683
2.000	1.2156	0.01244	0.00495	-0.2208	0.5666	0.2934
3.000	1.3148	0.01220	0.00563	-0.2191	0.5465	1.0000
4.000	1.4178	0.01314	0.00640	-0.2182	0.5303	1.0000
5.000	1.5201	0.01414	0.00738	-0.2174	0.5163	1.0000
6.000	1.6212	0.01523	0.00855	-0.2165	0.5038	1.0000
7.000	1.7217	0.01643	0.00989	-0.2156	0.4918	1.0000
8.000	1.8022	0.01752	0.01125	-0.2107	0.4723	1.0000
9.000	1.8517	0.01885	0.01281	-0.1998	0.4448	1.0000
10.000	1.8842	0.02120	0.01549	-0.1874	0.4073	1.0000
11.000	1.8622	0.02834	0.02234	-0.1701	0.2935	1.0000
12.000	1.7467	0.04726	0.04030	-0.1502	0.1165	1.0000
13.000	1.6651	0.06782	0.06067	-0.1409	0.0413	1.0000
14.000	1.6283	0.08514	0.07834	-0.1370	0.0286	1.0000
15.000	1.5978	0.10234	0.09594	-0.1350	0.0230	1.0000
19.000	1.6250	0.14487	0.13948	-0.1312	0.0116	1.0000
20.000	1.6357	0.15583	0.15114	-0.1335	0.0107	1.0000

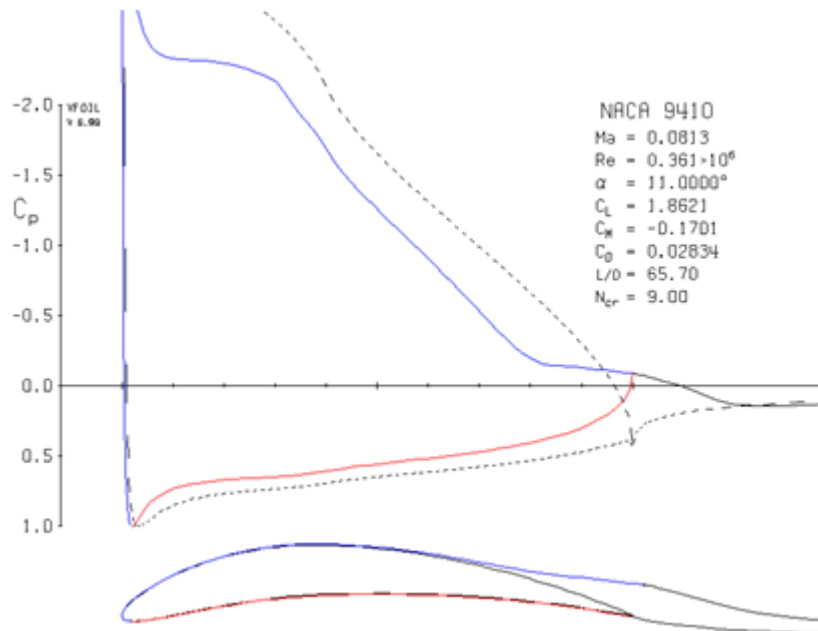
Fuente: Ibíd.

Gráfica 97. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 100 Km/h



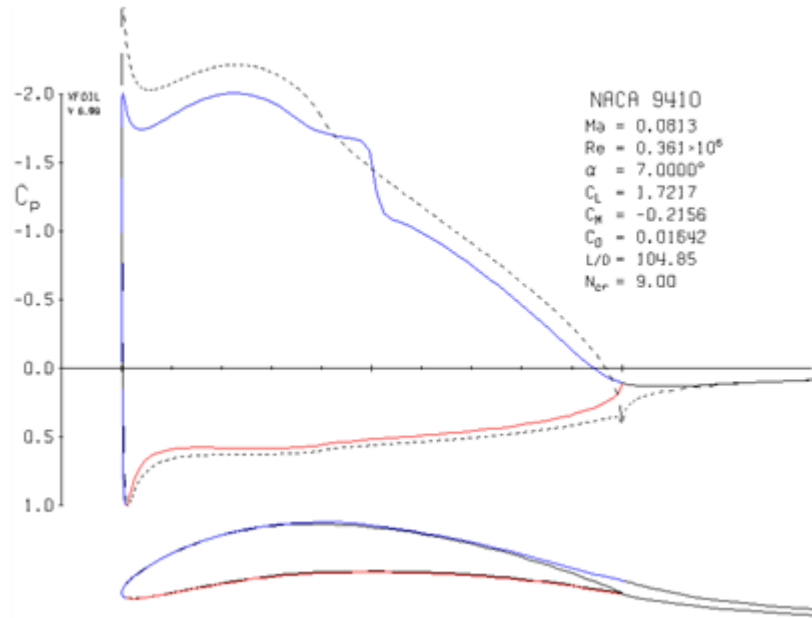
Fuente: Ibíd.

Gráfica 98. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 11° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 99. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

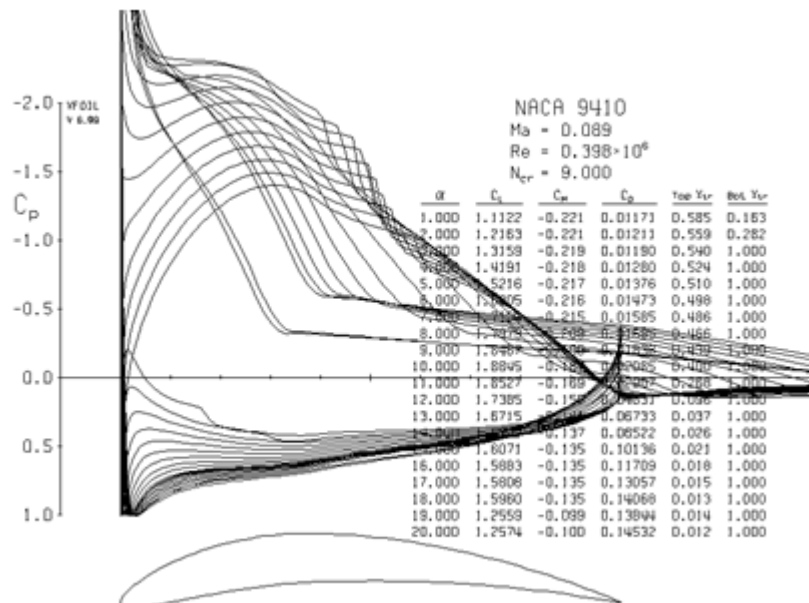
Perfil NACA 9410: 110 Km/h, Reynolds 397.587 y Mach 0.0894

Tabla 34. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 110 Km/h

XFOIL		Version 6.99				
Calculated polar for: NACA 9410						
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed		
xtrf =	1.000 (top)			1.000 (bottom)		
Mach =	0.089	Re =	0.398 e 6	Ncrit =	9.000	
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1122	0.01171	0.00420	-0.2215	0.5851	0.1631
2.000	1.2163	0.01211	0.00472	-0.2207	0.5588	0.2817
3.000	1.3159	0.01190	0.00543	-0.2192	0.5396	1.0000
4.000	1.4191	0.01280	0.00618	-0.2183	0.5238	1.0000
5.000	1.5216	0.01376	0.00710	-0.2175	0.5102	1.0000
6.000	1.6205	0.01473	0.00820	-0.2161	0.4978	1.0000
7.000	1.7184	0.01585	0.00951	-0.2146	0.4860	1.0000
8.000	1.7979	0.01695	0.01078	-0.2094	0.4659	1.0000
9.000	1.8467	0.01838	0.01250	-0.1986	0.4389	1.0000
10.000	1.8845	0.02085	0.01525	-0.1873	0.3997	1.0000
11.000	1.8527	0.02907	0.02298	-0.1691	0.2679	1.0000
12.000	1.7385	0.04831	0.04131	-0.1499	0.0959	1.0000
13.000	1.6715	0.06733	0.06026	-0.1414	0.0367	1.0000
14.000	1.6302	0.08522	0.07851	-0.1373	0.0259	1.0000
15.000	1.6071	0.10136	0.09503	-0.1354	0.0211	1.0000
16.000	1.5883	0.11709	0.11112	-0.1348	0.0177	1.0000
19.000	1.6181	0.14825	0.14309	-0.1343	0.0111	1.0000
20.000	1.6357	0.15739	0.15272	-0.1356	0.0099	1.0000

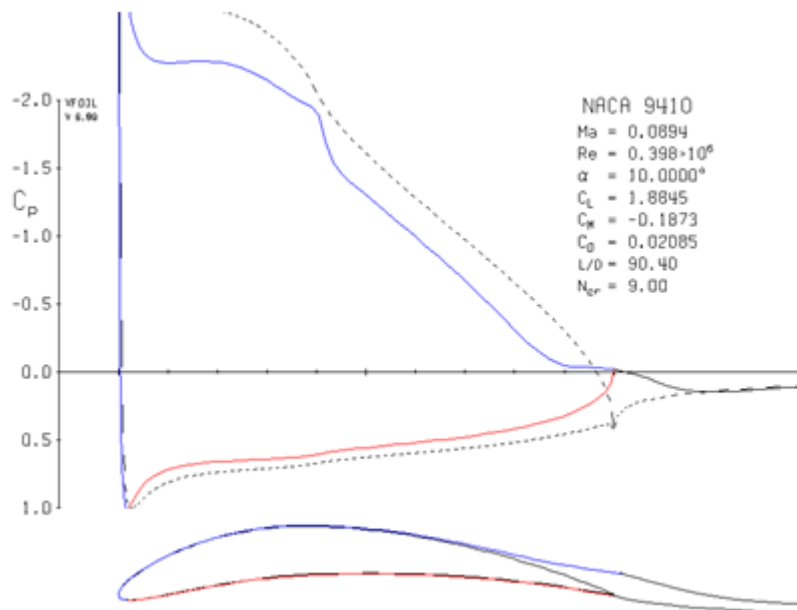
Fuente: Ibíd.

Gráfica 100. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 110 Km/h



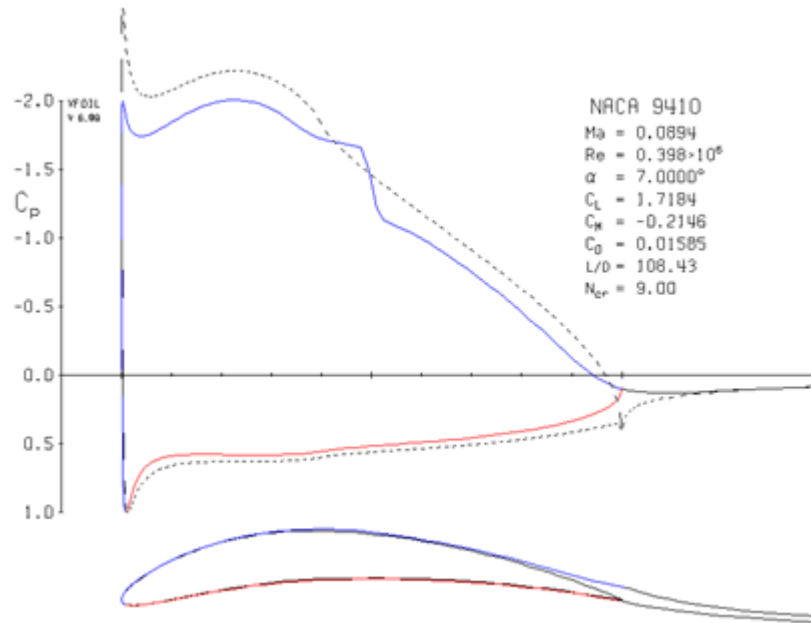
Fuente: Ibíd.

Gráfica 101. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 102. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

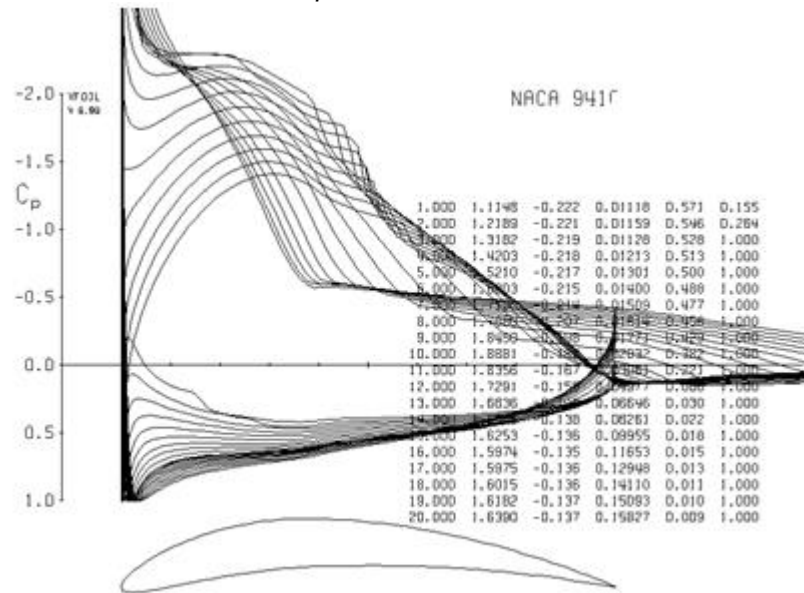
Perfil NACA 9410: 130 Km/h, Reynolds 469.875 y Mach 0.1057

Tabla 35. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9410 a 130 Km/h

XFOIL		Version 6.99					
Calculated polar for: NACA 9410							
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed			
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)				
Mach =	0.106	Re =	0.470 e 6	Ncrit =	9.000		
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr	
1.000	1.1148	0.01118	0.00389	-0.2218	0.5712	0.1549	
2.000	1.2189	0.01159	0.00440	-0.2210	0.5461	0.2639	
3.000	1.3182	0.01128	0.00514	-0.2194	0.5276	1.0000	
4.000	1.4203	0.01213	0.00585	-0.2182	0.5126	1.0000	
5.000	1.5210	0.01301	0.00672	-0.2169	0.4998	1.0000	
6.000	1.6203	0.01400	0.00778	-0.2155	0.4881	1.0000	
7.000	1.7186	0.01509	0.00898	-0.2140	0.4769	1.0000	
8.000	1.7880	0.01614	0.01027	-0.2067	0.4560	1.0000	
9.000	1.8450	0.01771	0.01206	-0.1977	0.4291	1.0000	
10.000	1.8881	0.02032	0.01489	-0.1876	0.3819	1.0000	
11.000	1.8356	0.03061	0.02436	-0.1674	0.2210	1.0000	
12.000	1.7291	0.04977	0.04274	-0.1497	0.0662	1.0000	
13.000	1.6836	0.06646	0.05955	-0.1423	0.0301	1.0000	
14.000	1.6548	0.08261	0.07607	-0.1383	0.0223	1.0000	
15.000	1.6253	0.09955	0.09340	-0.1360	0.0183	1.0000	
19.000	1.6182	0.15093	0.14600	-0.1374	0.0098	1.0000	
20.000	1.6390	0.15827	0.15361	-0.1373	0.0086	1.0000	

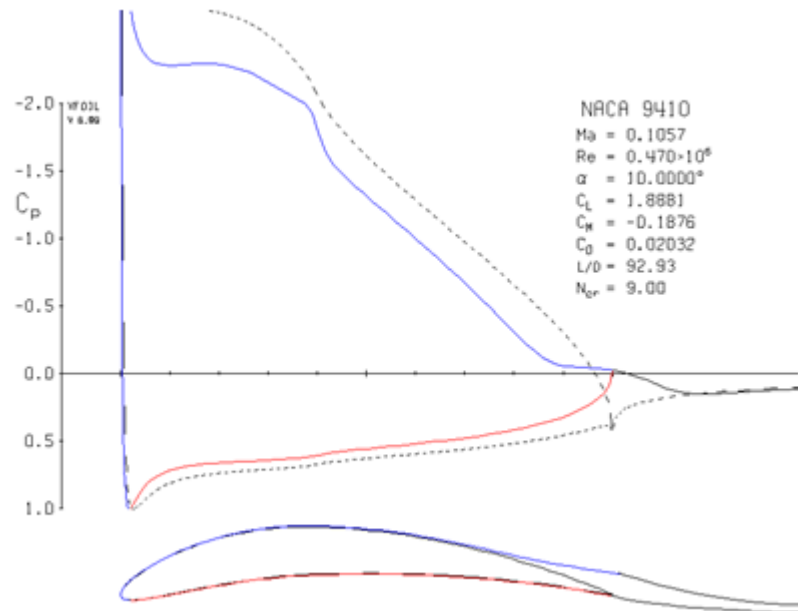
Fuente: Ibíd.

Gráfica 103. Distribución de presiones en Perfil NACA 9410 a 130 Km/h



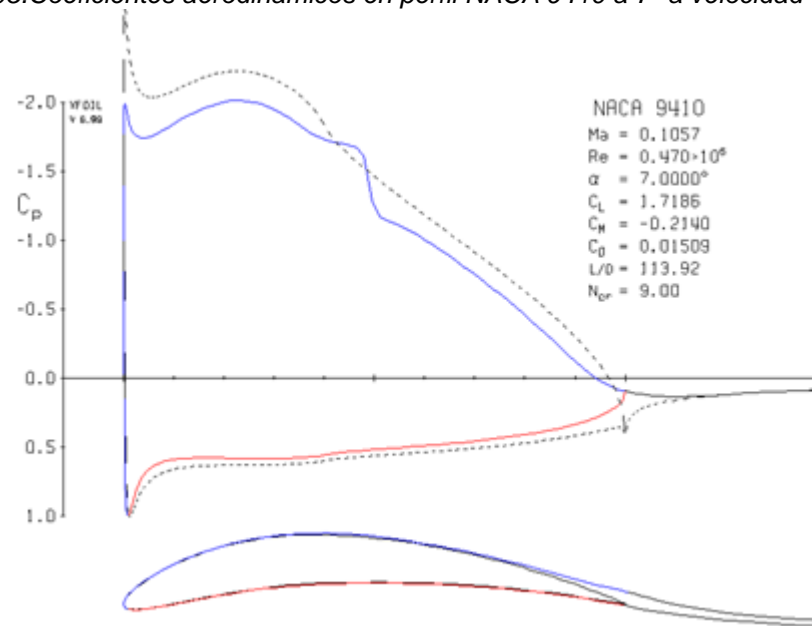
Fuente: Ibíd.

Gráfica 104. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 10° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 105. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9410 a 7° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 40 Km/h, Reynolds 145.577 y Mach 0.0325

Tabla 36. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 40 Km/h

XFOIL Version 6.99

calculated polar for: NACA 9412

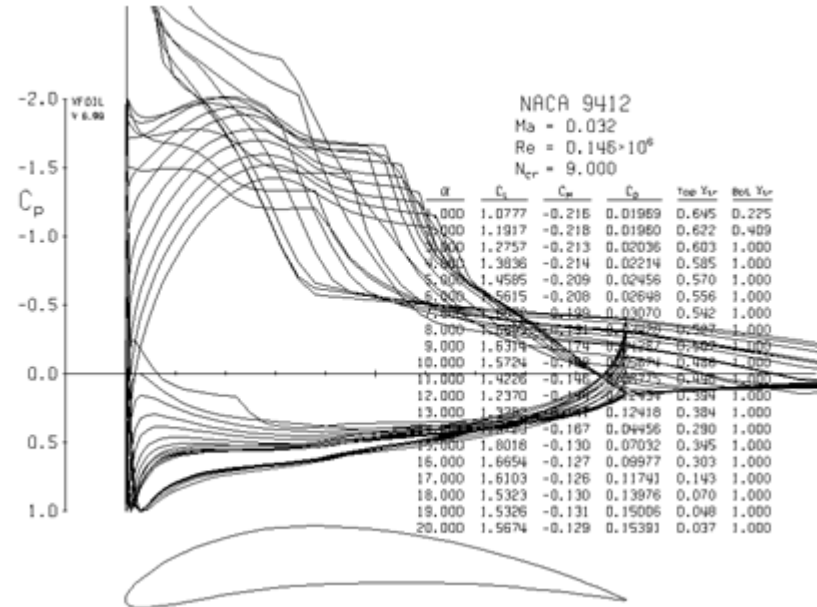
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.032 Re = 0.146 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_xtr	Bot_xtr
1.000	1.0777	0.01969	0.01082	-0.2165	0.6449	0.2249
2.000	1.1917	0.01960	0.01092	-0.2178	0.6216	0.4094
3.000	1.2757	0.02036	0.01231	-0.2132	0.6027	1.0000
4.000	1.3836	0.02214	0.01377	-0.2137	0.5853	1.0000
5.000	1.4585	0.02456	0.01636	-0.2086	0.5701	1.0000
6.000	1.5615	0.02648	0.01831	-0.2085	0.5564	1.0000
7.000	1.6072	0.03070	0.02293	-0.1994	0.5415	1.0000
8.000	1.6595	0.03428	0.02680	-0.1914	0.5271	1.0000
10.000	1.5724	0.05674	0.05007	-0.1582	0.4862	1.0000
12.000	1.2370	0.12434	0.11830	-0.1440	0.3939	1.0000
13.000	1.3282	0.12418	0.11853	-0.1407	0.3836	1.0000
15.000	1.8018	0.07032	0.06556	-0.1300	0.3449	1.0000
16.000	1.6654	0.09977	0.09554	-0.1268	0.3027	1.0000
17.000	1.6103	0.11741	0.11193	-0.1259	0.1435	1.0000
18.000	1.5323	0.13976	0.13355	-0.1297	0.0701	1.0000
19.000	1.5326	0.15006	0.14387	-0.1310	0.0484	1.0000
20.000	1.5674	0.15391	0.14789	-0.1285	0.0366	1.0000

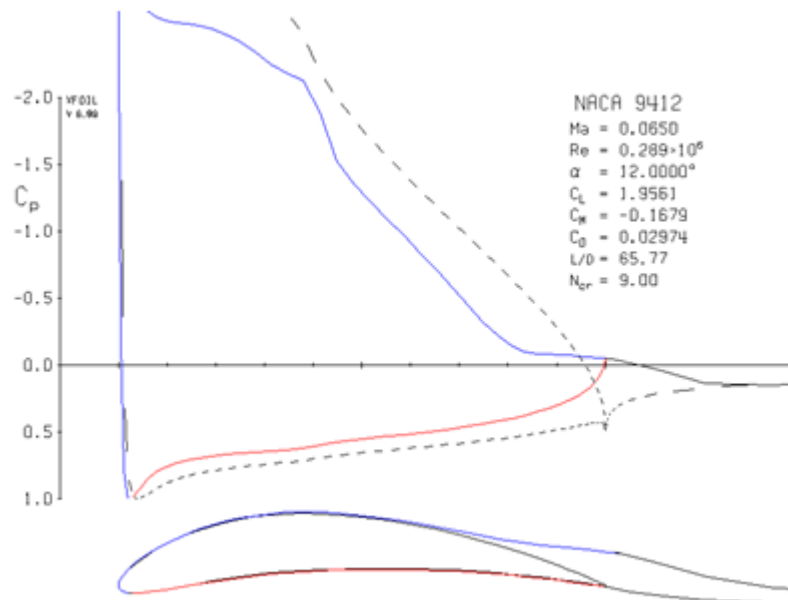
Fuente: Ibíd.

Gráfica 106. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 40 Km/h



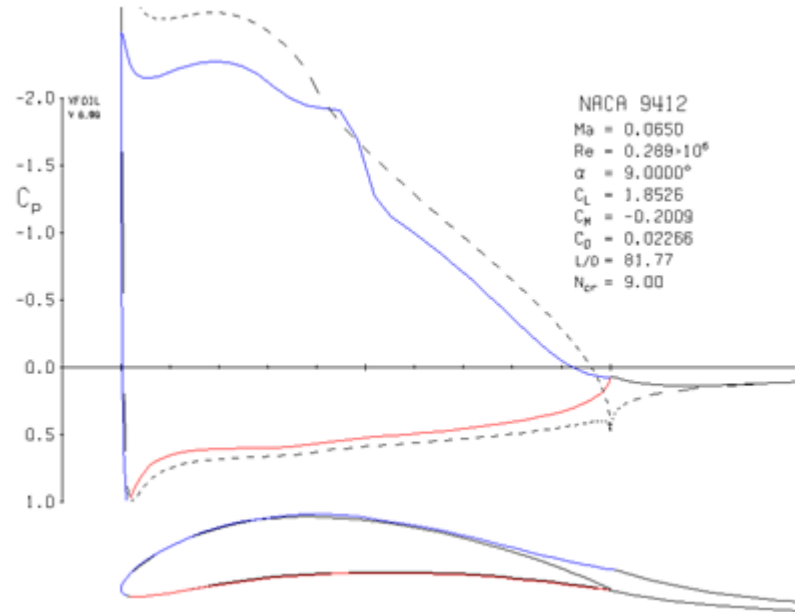
Fuente: Ibíd.

Gráfica 107. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 400 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 108. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 40 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412 80 Km/h, Reynolds 289.154 y Mach 0.0650

Tabla 37. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 80 Km/h

XFOIL Version 6.99

calculated polar for: NACA 9412

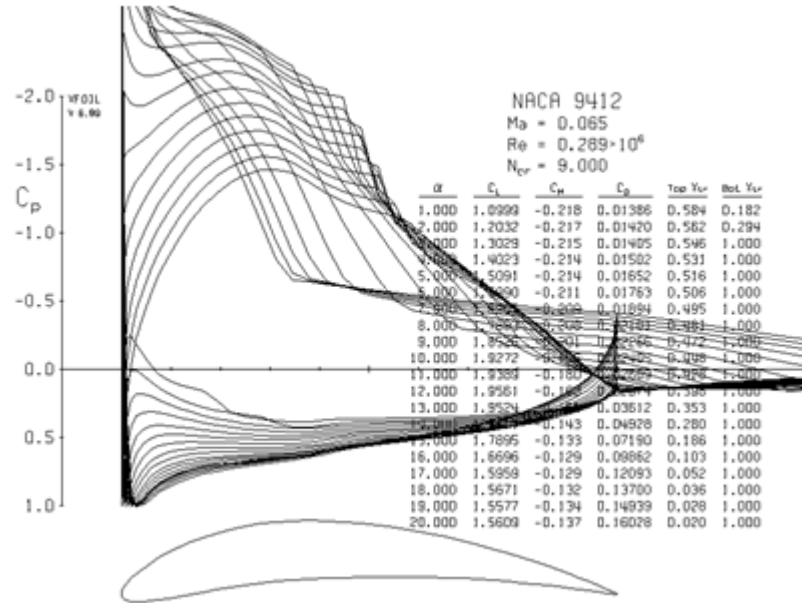
1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.065 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.0999	0.01386	0.00586	-0.2176	0.5837	0.1821
2.000	1.2032	0.01420	0.00634	-0.2168	0.5624	0.2943
3.000	1.3029	0.01405	0.00718	-0.2153	0.5455	1.0000
4.000	1.4023	0.01502	0.00802	-0.2138	0.5305	1.0000
5.000	1.5091	0.01652	0.00937	-0.2142	0.5163	1.0000
6.000	1.5990	0.01763	0.01072	-0.2112	0.5061	1.0000
7.000	1.6905	0.01894	0.01213	-0.2088	0.4945	1.0000
8.000	1.7893	0.02101	0.01432	-0.2083	0.4811	1.0000
9.000	1.8526	0.02266	0.01647	-0.2009	0.4715	1.0000
10.000	1.9272	0.02405	0.01788	-0.1955	0.4475	1.0000
11.000	1.9389	0.02609	0.02040	-0.1801	0.4277	1.0000
12.000	1.9561	0.02974	0.02435	-0.1679	0.3981	1.0000
13.000	1.9524	0.03612	0.03089	-0.1558	0.3531	1.0000
14.000	1.9011	0.04928	0.04394	-0.1433	0.2799	1.0000
15.000	1.7895	0.07190	0.06627	-0.1331	0.1863	1.0000
16.000	1.6696	0.09862	0.09272	-0.1289	0.1027	1.0000
17.000	1.5959	0.12093	0.11487	-0.1295	0.0521	1.0000
18.000	1.5671	0.13700	0.13112	-0.1316	0.0355	1.0000
19.000	1.5577	0.14939	0.14384	-0.1343	0.0279	1.0000
20.000	1.5609	0.16028	0.15488	-0.1370	0.0204	1.0000

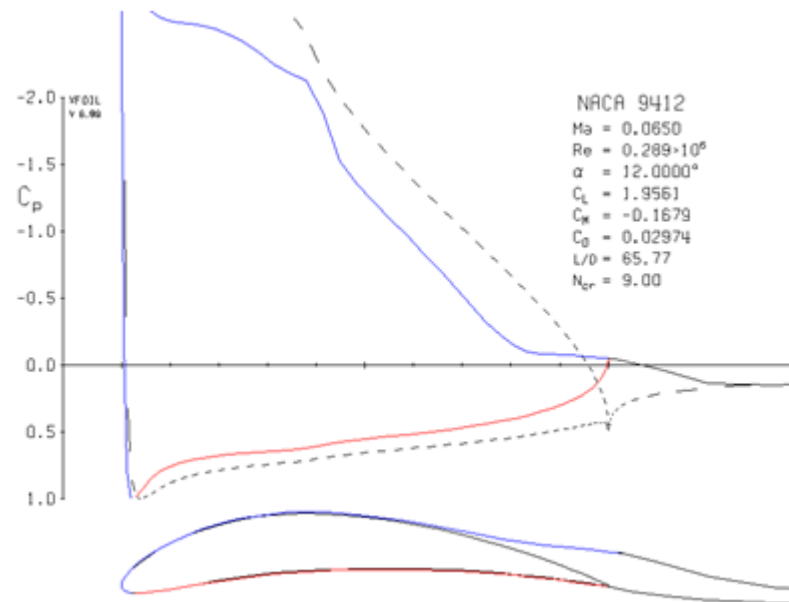
Fuente: Ibíd.

Gráfica 109. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 80 Km/h



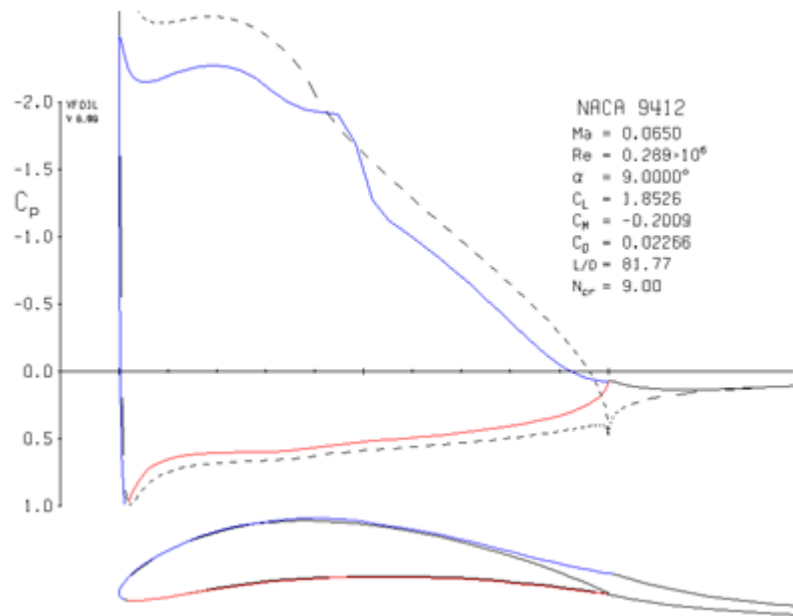
Fuente: Ibíd.

Gráfica 110. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 111. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 80 Km/h



Fuente: Ibíd.

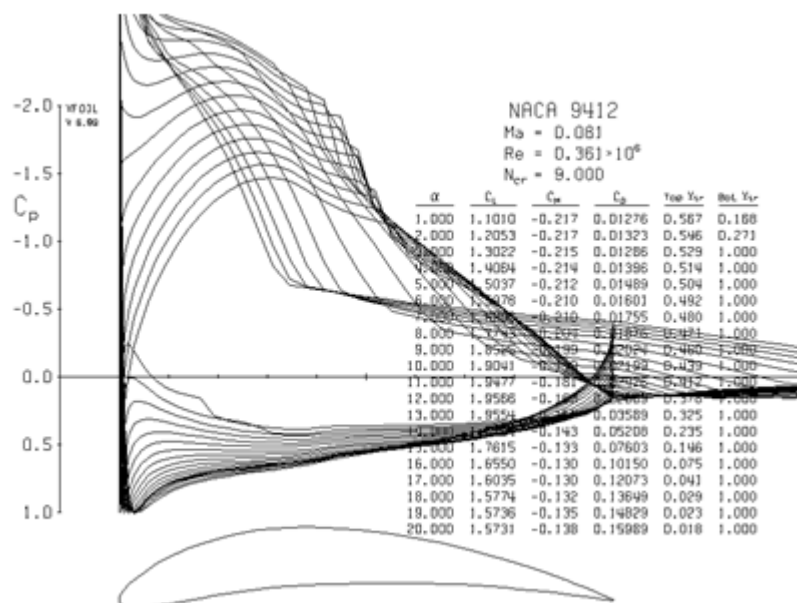
Perfil NACA 9412 100 Km/h, Reynolds 361.433 y Mach 0.0813

Tabla 38. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 100 Km/h

XFOIL		Version 6.99					
Calculated polar for: NACA 9412							
1 1 Reynolds number fixed				Mach number fixed			
xtrf =	1.000 (top)		1.000 (bottom)				
Mach =	0.081	Re =	0.361 e 6	Ncrit =	9.000		
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr	
1.000	1.1010	0.01276	0.00508	-0.2173	0.5666	0.1678	
2.000	1.2053	0.01323	0.00566	-0.2167	0.5457	0.2708	
3.000	1.3022	0.01286	0.00637	-0.2146	0.5292	1.0000	
4.000	1.4064	0.01396	0.00731	-0.2142	0.5144	1.0000	
5.000	1.5037	0.01489	0.00826	-0.2124	0.5045	1.0000	
6.000	1.5978	0.01601	0.00941	-0.2101	0.4917	1.0000	
7.000	1.6988	0.01755	0.01105	-0.2096	0.4802	1.0000	
8.000	1.7743	0.01876	0.01253	-0.2041	0.4708	1.0000	
9.000	1.8525	0.02024	0.01430	-0.1994	0.4599	1.0000	
10.000	1.9041	0.02199	0.01625	-0.1903	0.4385	1.0000	
11.000	1.9477	0.02426	0.01868	-0.1807	0.4123	1.0000	
12.000	1.9566	0.02869	0.02336	-0.1678	0.3779	1.0000	
13.000	1.9554	0.03589	0.03071	-0.1567	0.3250	1.0000	
14.000	1.8794	0.05208	0.04661	-0.1430	0.2346	1.0000	
15.000	1.7615	0.07603	0.07030	-0.1334	0.1462	1.0000	
16.000	1.6550	0.10150	0.09556	-0.1300	0.0754	1.0000	
17.000	1.6035	0.12073	0.11481	-0.1303	0.0408	1.0000	
18.000	1.5774	0.13649	0.13079	-0.1322	0.0291	1.0000	
19.000	1.5736	0.14829	0.14291	-0.1351	0.0229	1.0000	
20.000	1.5731	0.15989	0.15479	-0.1380	0.0177	1.0000	

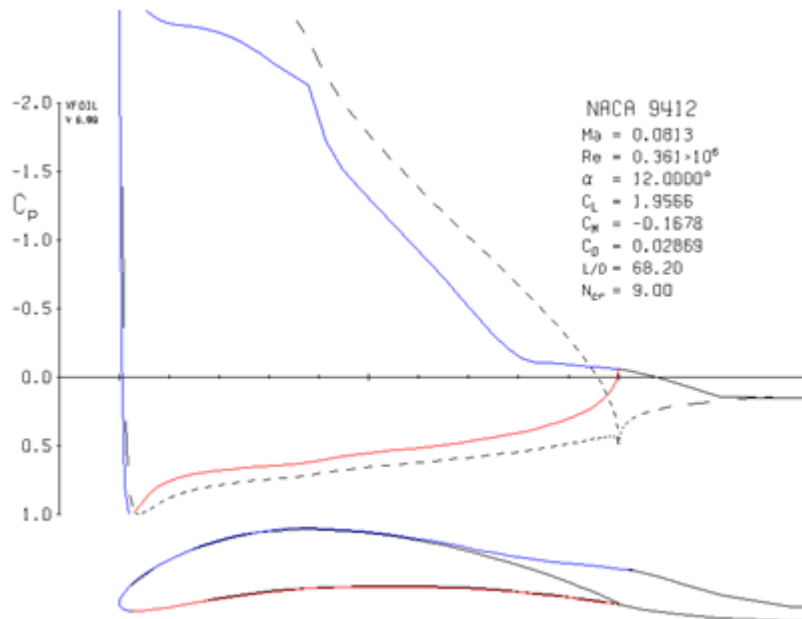
Fuente: Ibíd.

Gráfica 112. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 100 Km/h



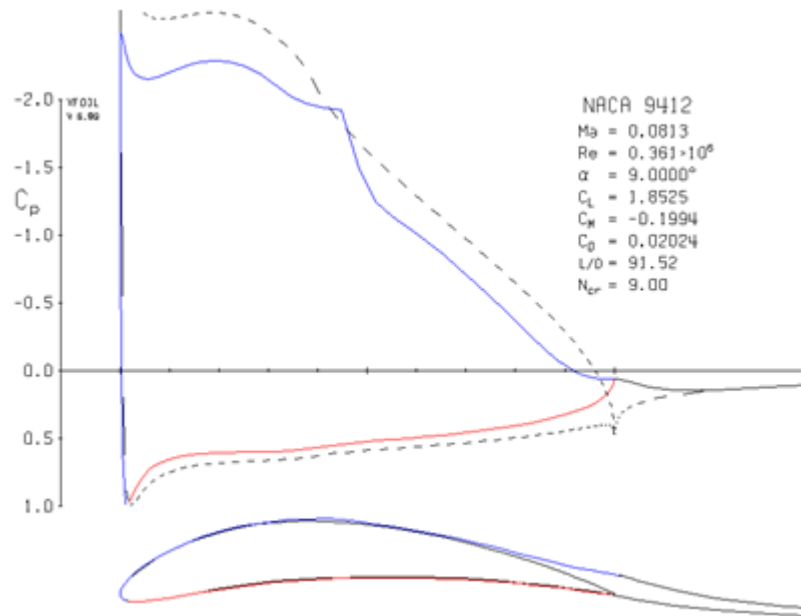
Fuente: Ibíd.

Gráfica 113. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 114. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 100 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 110 Km/h, Reynolds 397.587 y Mach 0.0894

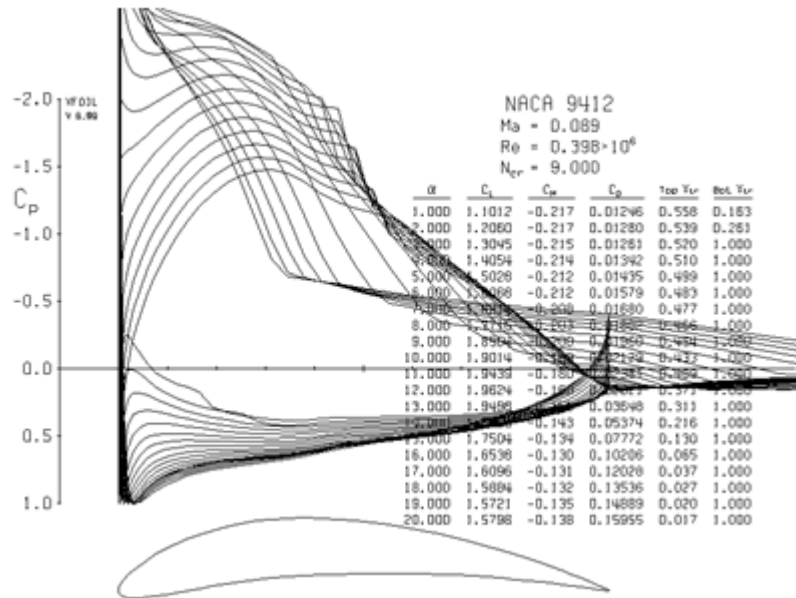
Tabla 39. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 110 Km/h

XFOIL version 6.99
 Calculated polar for: NACA 9412
 1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
 xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.089 Re = 0.398 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1012	0.01246	0.00485	-0.2172	0.5577	0.1634
2.000	1.2060	0.01280	0.00538	-0.2166	0.5393	0.2611
3.000	1.3045	0.01261	0.00621	-0.2150	0.5196	1.0000
4.000	1.4054	0.01342	0.00699	-0.2137	0.5096	1.0000
5.000	1.5028	0.01435	0.00788	-0.2119	0.4988	1.0000
6.000	1.6068	0.01579	0.00928	-0.2118	0.4828	1.0000
7.000	1.6914	0.01680	0.01051	-0.2077	0.4765	1.0000
8.000	1.7716	0.01802	0.01193	-0.2031	0.4659	1.0000
9.000	1.8564	0.01960	0.01372	-0.1997	0.4537	1.0000
10.000	1.9014	0.02129	0.01568	-0.1894	0.4333	1.0000
11.000	1.9439	0.02381	0.01842	-0.1799	0.4090	1.0000
12.000	1.9624	0.02821	0.02303	-0.1686	0.3710	1.0000
13.000	1.9498	0.03648	0.03126	-0.1564	0.3114	1.0000
14.000	1.8666	0.05374	0.04820	-0.1426	0.2164	1.0000
15.000	1.7504	0.07772	0.07195	-0.1335	0.1297	1.0000
16.000	1.6538	0.10206	0.09613	-0.1304	0.0654	1.0000
17.000	1.6096	0.12028	0.11442	-0.1306	0.0373	1.0000
18.000	1.5884	0.13536	0.12977	-0.1323	0.0272	1.0000
19.000	1.5721	0.14889	0.14357	-0.1354	0.0200	1.0000
20.000	1.5798	0.15955	0.15455	-0.1383	0.0166	1.0000

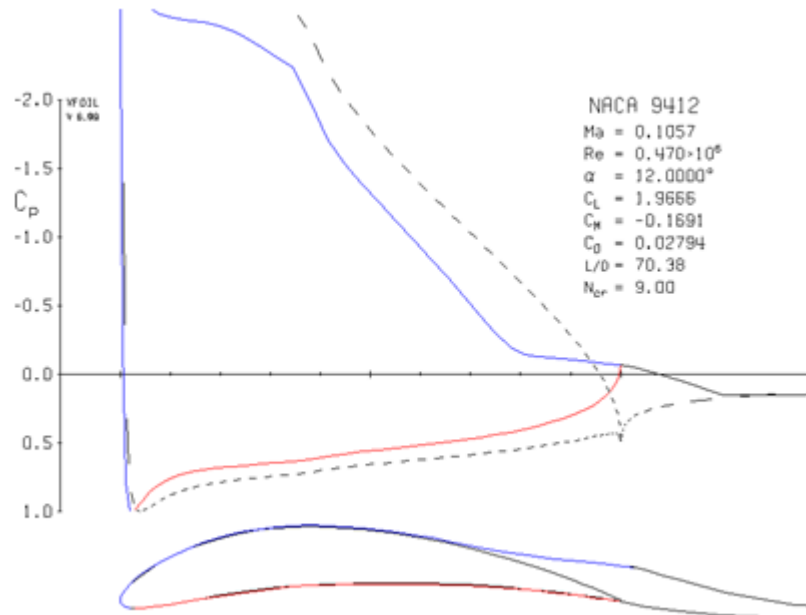
Fuente: Ibíd.

Gráfica 115. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 110 Km/h



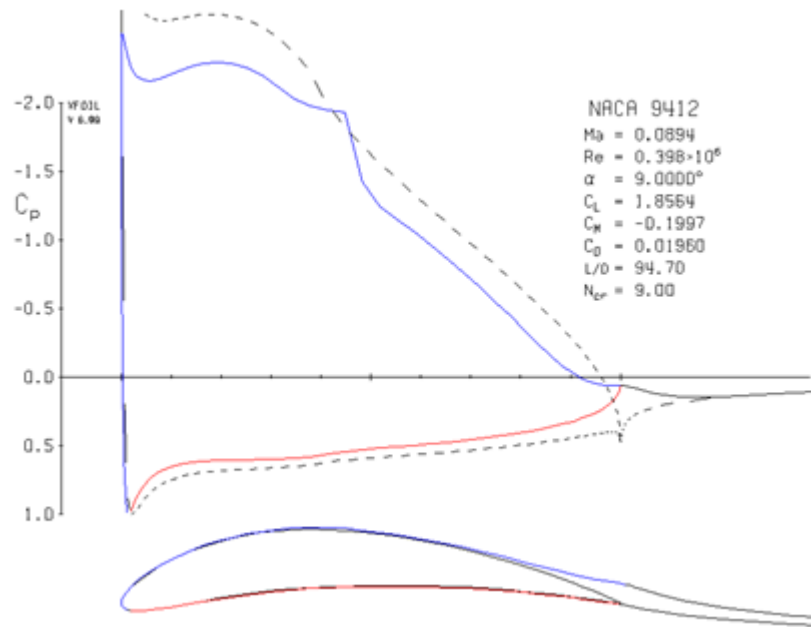
Fuente: Ibíd.

Gráfica 116. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 117. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 110 Km/h



Fuente: Ibíd.

Perfil NACA 9412: 130 Km/h, Reynolds 469.875 y Mach 0.1057

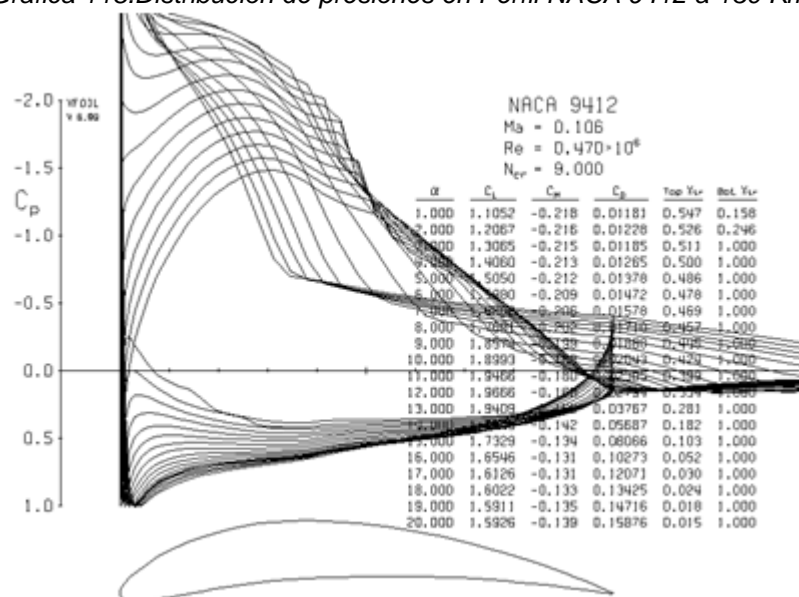
Tabla 40. Coeficientes aerodinámicos para perfil NACA 9412 a 130 Km/h

XFOIL Version 6.99
 Calculated polar for: NACA 9412
 1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed
 xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.106 Re = 0.470 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
1.000	1.1052	0.01181	0.00449	-0.2178	0.5465	0.1575
2.000	1.2067	0.01228	0.00499	-0.2164	0.5262	0.2455
3.000	1.3065	0.01185	0.00582	-0.2150	0.5114	1.0000
4.000	1.4060	0.01265	0.00652	-0.2134	0.4999	1.0000
5.000	1.5050	0.01378	0.00750	-0.2119	0.4859	1.0000
6.000	1.5980	0.01472	0.00860	-0.2093	0.4776	1.0000
7.000	1.6862	0.01578	0.00979	-0.2059	0.4687	1.0000
8.000	1.7691	0.01710	0.01120	-0.2018	0.4567	1.0000
9.000	1.8574	0.01868	0.01305	-0.1992	0.4450	1.0000
10.000	1.8993	0.02043	0.01498	-0.1884	0.4237	1.0000
11.000	1.9466	0.02305	0.01790	-0.1799	0.3990	1.0000
12.000	1.9666	0.02794	0.02283	-0.1691	0.3536	1.0000
13.000	1.9409	0.03767	0.03240	-0.1559	0.2813	1.0000
14.000	1.8443	0.05687	0.05125	-0.1420	0.1820	1.0000
15.000	1.7329	0.08066	0.07485	-0.1337	0.1028	1.0000
16.000	1.6546	0.10273	0.09684	-0.1310	0.0516	1.0000
17.000	1.6126	0.12071	0.11493	-0.1311	0.0301	1.0000
18.000	1.6022	0.13425	0.12876	-0.1326	0.0237	1.0000
19.000	1.5911	0.14716	0.14201	-0.1354	0.0181	1.0000
20.000	1.5926	0.15876	0.15389	-0.1388	0.0146	1.0000

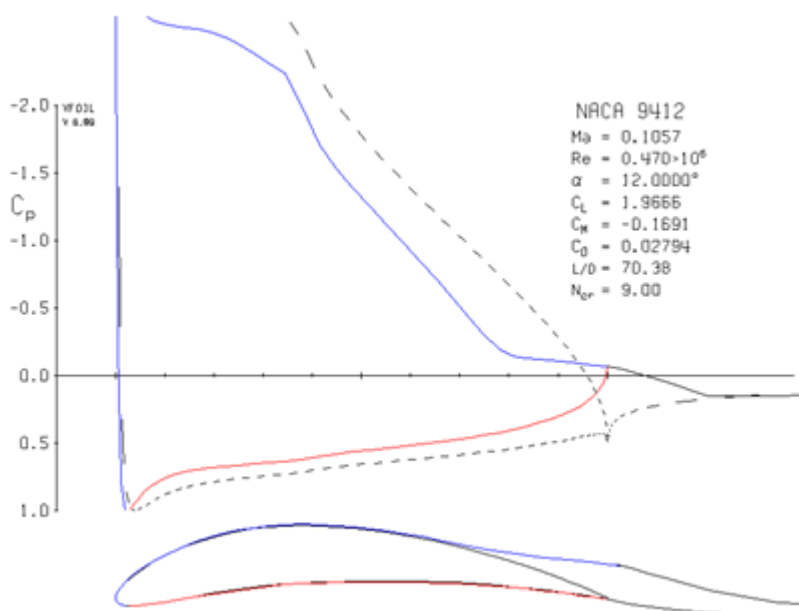
Fuente: Ibíd.

Gráfica 118. Distribución de presiones en Perfil NACA 9412 a 130 Km/h



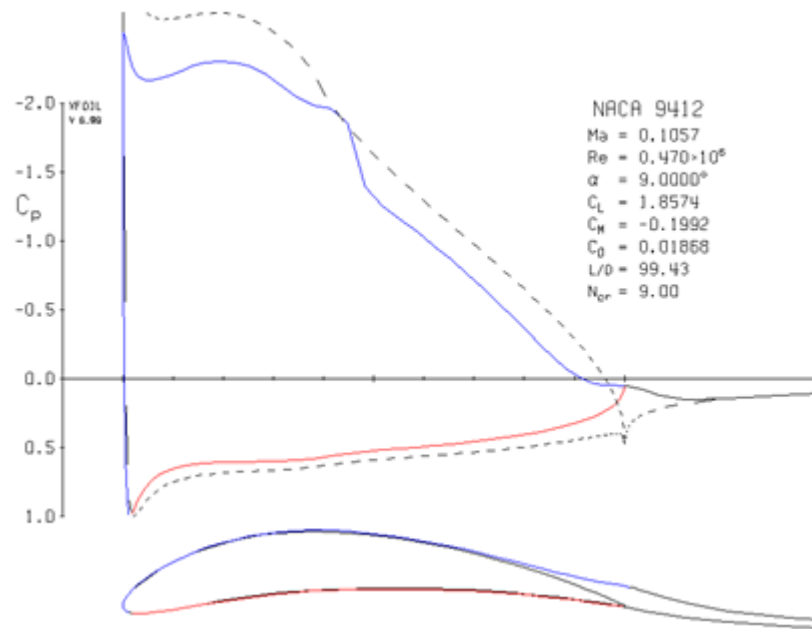
Fuente: Ibíd.

Gráfica 119. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 12° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

Gráfica 120. Coeficientes aerodinámicos en perfil NACA 9412 a 9° a velocidad de 130 Km/h



Fuente: Ibíd.

ANEXO C

GENERACIÓN DE LA MALLA PARA LOS MODELOS EN ICEM CFD 14.5

ANEXO C

GENEREACION DE LA MALLA PARA LOS MODELOS EN ICEM CFD 14.5

Para la creación de mallas se hace uso del software CFD 14.5 versión académica, disponible en la Fundación Universitaria Los Libertadores. El programa está contenido en su totalidad en el idioma inglés por lo que todos los comandos serán citados de la misma manera para identificar correctamente los iconos.

En este tutorial se generará y suavizará una malla no estructurada (combinación de tetraedros y hexaedros que no tienen una orientación específica en las líneas de las celdas) debido a la complejidad que se tiene en la geometría, para la región que rodea el volumen de los dos carros, así como para el túnel de viento.

1. GENERACION DE LA MALLA PARA EL CARRO INICIAL

Este tutorial muestra cómo hacer lo siguiente:

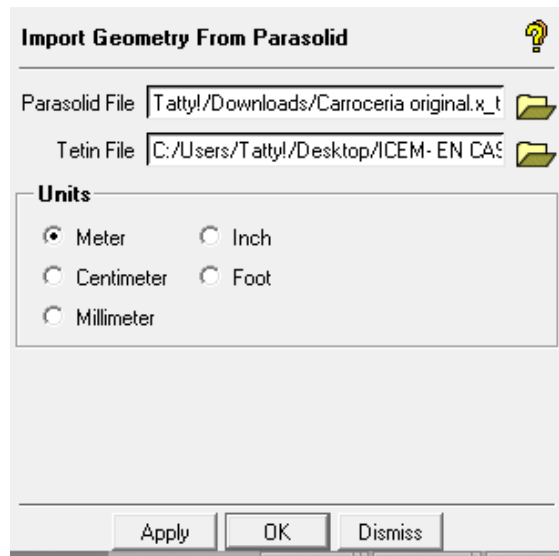
- 1.1 Construir la topología
- 1.2 Crear partes superficiales y puntos de material para el carro y el túnel de viento
- 1.3 Crear un bloqueo que se ajuste al contorno de la geometría del carro y el túnel de viento.
- 1.4 Configurar parámetros de malla.
- 1.5 Generar una malla de tipo tetra/prism mesh.
- 1.6 Revisar la calidad de la malla
- 1.7 Guardar el proyecto y salir.

Antes de iniciar con la creación de una malla sobre una geometría se debe realizar la respectiva exportación desde el programa CAD que permita la lectura en ICEM CFD. El formato usado para reproducir el modelo en ICEM y generar la respectiva malla fue (.parasolid), una vez se tiene el archivo en este formato se procede a abrir la geometría de la siguiente manera:

File > import geometry > legacy > parasolid

Para enmallar el carro inicial, elija el archivo con nombre “**carrocería original**” una ventana como la que se muestra a continuación, aparecerá al lado inferior izquierdo

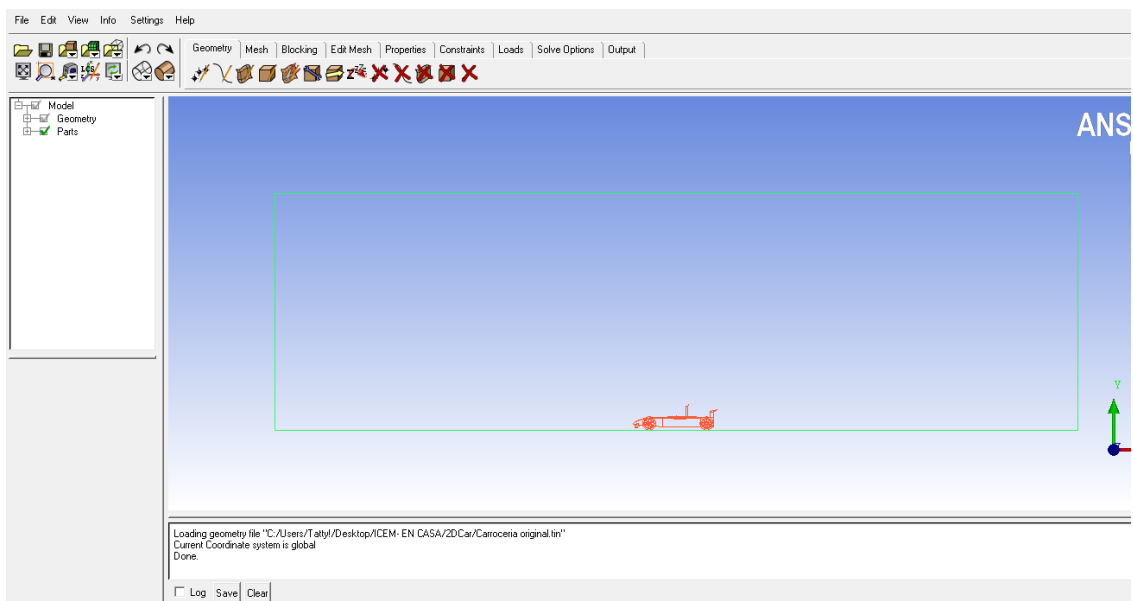
Figura C 1. Ventana para importar la geometría desde un archivo Parasolid



Haga click en **Apply**



La geometría aparecerá como sigue:

Figura C 2. Importación de la geometría



1.1 Construir la topología

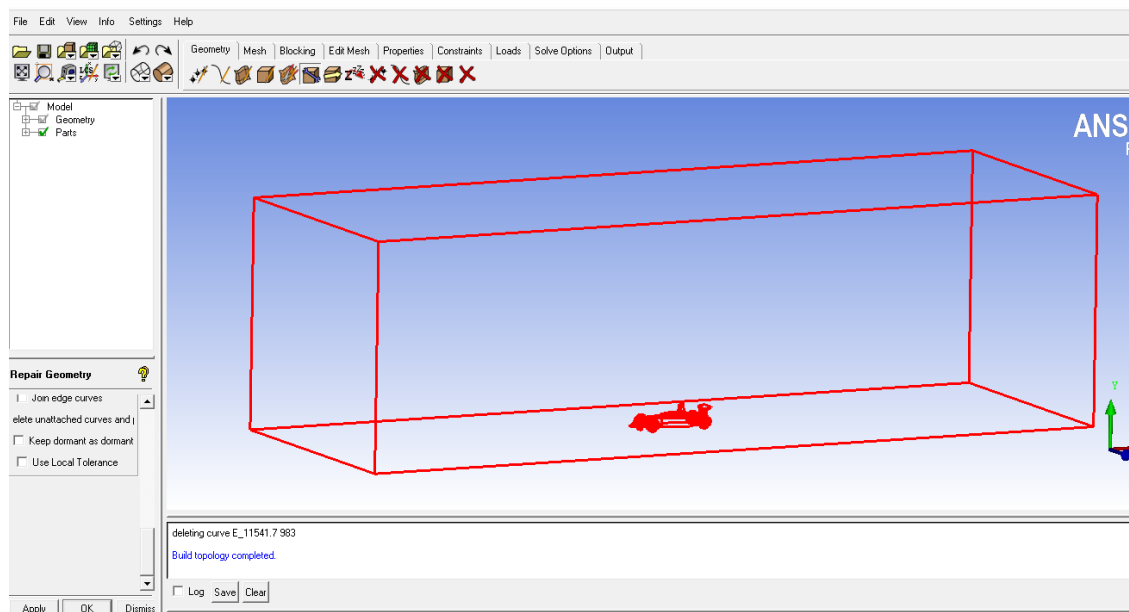
Construir la topología se utiliza para crear curvas y puntos de las intersecciones de la superficie. Entonces, las piezas serán definidas para contener a las entidades de geometría.

Geometry > Repair Geometry  **> Build Diagnostic Topology** 

- Ajuste la tolerancia a 0.0003
- Deje todos los valores predeterminados y haga clic en **Apply**.
- Habilite **Filter Curves** y **Filter Points**, deje el ángulo por defecto a 30 grados.
- Click **Apply**.

La topología aparecerá así:



Figura C 3. Construcción de la topología






Nota: Líneas rojas muestran que todas las superficies están conectadas. Líneas amarillas que existe superficies desconectadas entre si y por tanto hay que reparar la geometría ajustando un valor de tolerancia menor. Líneas azules indican una curva en el punto de intersección de más de dos superficies.

1.2 Crear partes superficiales y puntos de material

En esta secuencia, se preparará la geometría para la creación de la malla. Esto incluye crear partes y puntos de material. En el árbol mostrado en la parte izquierda de la pantalla se puede crear partes superficiales de la siguiente manera:

- a. En el árbol habilite las superficies  **Geometry**  **Surfaces**
- b. Cree partes sobre el túnel de viento para posteriormente ajustar los parámetros de la malla

  **Parts**  **Create Parts**



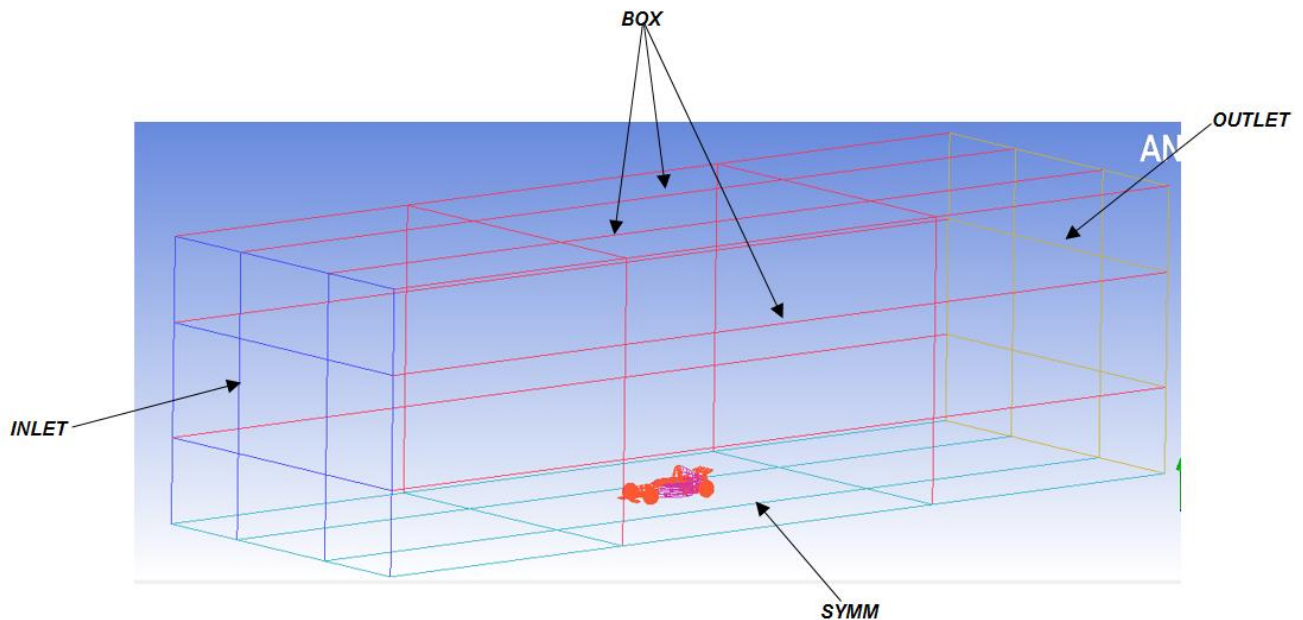
- c. En **Part Name**, ingrese INLET
- d. Asegúrese está seleccionado  (**Create Part by Selection**)
- e. Click  (**Select entities**). y seleccione la cara frontal del túnel de viento
Vea la Figura C 4. Nombre de las partes para las superficies externas
- f. Click **Apply** para completar la creación de la parte

Figura C 4. Nombre de las partes para las superficies externas



- g. De la misma manera cree partes para **OUTLET**, **SYMM** y **BOX**.




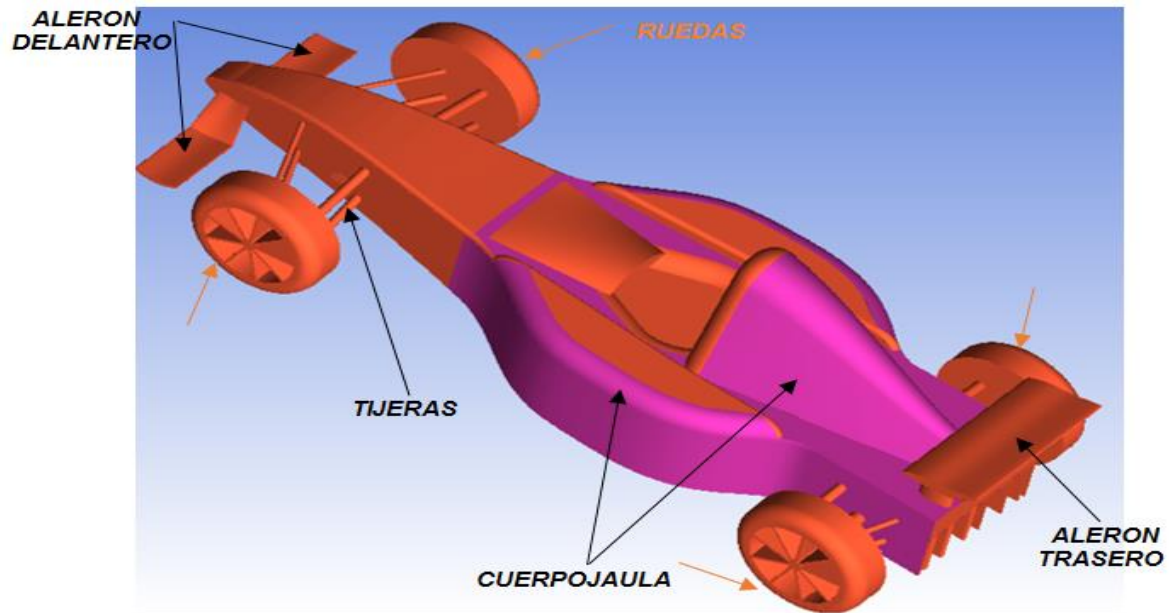
- h. Cree partes superficiales para la geometría del carro, tal como se hizo anteriormente con el túnel de viento entre los pasos b-f, pero ahora con los elementos (**ALERON DELANTERO, RUEDAS, TIJERAS, CUERPOJAULA, ALERON TRASERO**) que se muestran en la Figura C 5.Nombre de las partes para el carro.
- i. En el árbol active  **Geometry**  **Surfaces**  **Solid** para visualizar la geometría como solido e identificar las partes con mayor facilidad

Figura C 5. Nombre de las partes para el carro



Una vez creadas las partes, éstas aparecerán en el árbol haciendo click en el icono **Parts** como se muestra a continuación


Figura C 6. Árbol - creación de partes



Nota: Curvas y Puntos permanecerán en la geometría inicial PART1_1 Y PART 2_2

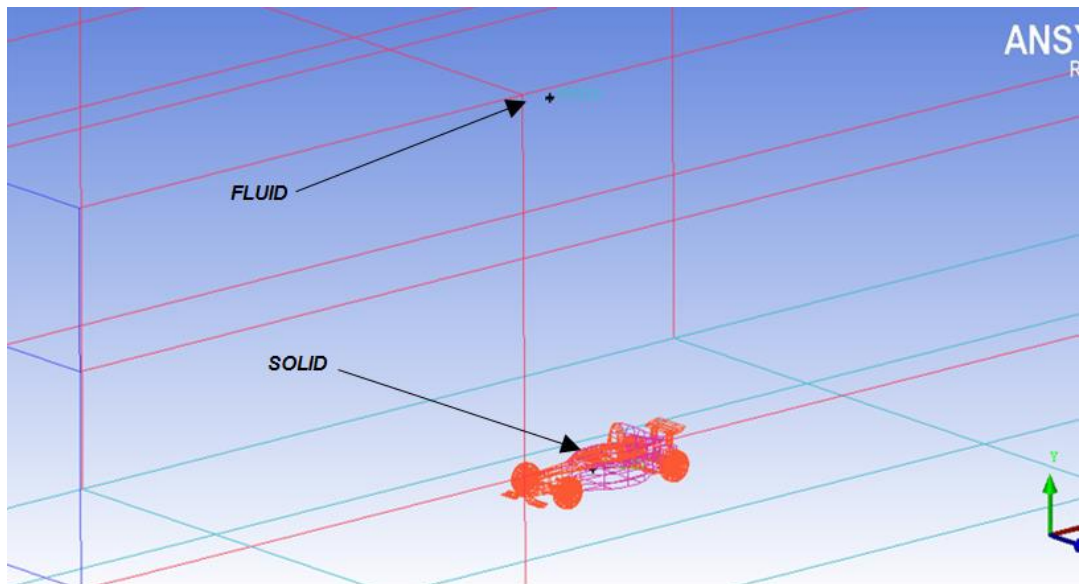
- j. Cree un punto de Material para la región de volumen que se encuentra dentro de **BOX**, alrededor del carro.

Geometry > Create Body  > Material Point 

- En **Part name**, ingrese FLUID
 - Click en  (Select location(s)).
 - Seleccione 2 puntos dentro la región del túnel. Por ejemplo, escoja un punto en la superficie Inlet y el otro punto al extremo en la superficie de outlet.
 - Click en el botón del medio del mouse.
 - Click en **Apply**
- k. De la misma manera cree un punto de material para la región de volumen que se encuentra dentro de carro, como se hizo en el paso i.
- En **Part name**, ingrese SOLID
 - Seleccione 2 puntos dentro la región del carro. Por ejemplo, escoja un punto en la parte delantera del carro cerca al alerón delantero y el otro punto al extremo en el alerón trasero

La creación de puntos de material aparecerá como se muestran en la Figura C 7. Puntos de material sobre el túnel y el carro

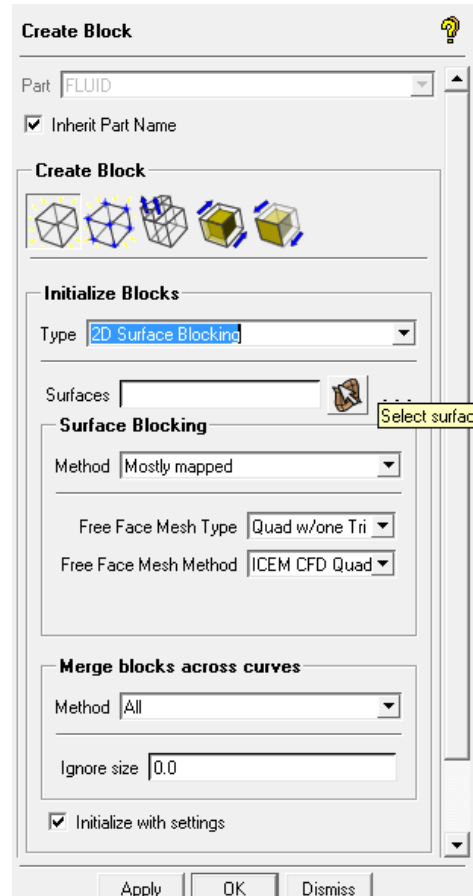
Figura C 7. Puntos de material sobre el túnel y el carro



1.3 Crear un bloqueo que se ajuste al contorno de la geometría del carro y el túnel de viento.

Blocking > Create Block  **> Initialize Blocks** 

Figura C 8. Ventana para crear el bloqueo



- Ingrese **FLUID** en el campo **Part**.
- Selecione **2D Surface Blocking** en la lista **Type**.
- Click **Apply**

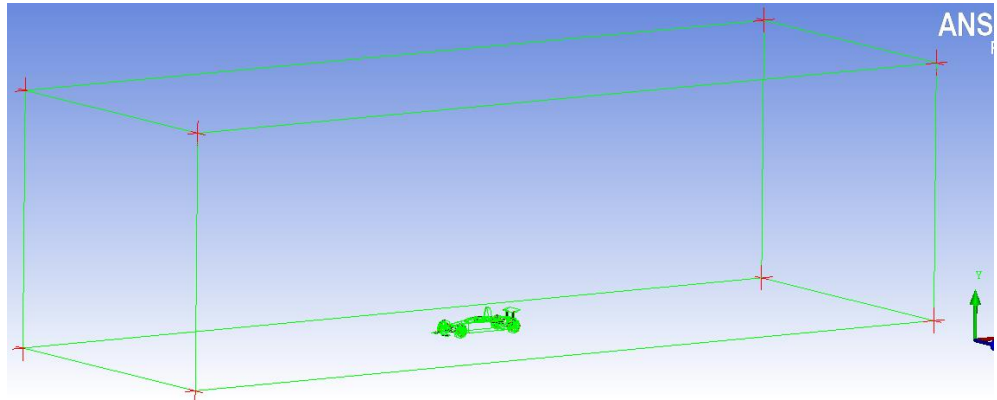
Deshabilite en el árbol

 **Geometry**  **→ Curves**

 **Geometry**  **→ Surfaces**

El bloqueo se verá como la Figura C9. Bloqueo sobre el túnel y el carro

Figura C 9. Bloqueo sobre el túnel y el carro



1.4 Configuración de los parámetros de malla

En este paso se definen los tamaños máximos de malla sobre las diferentes superficies y volúmenes. Primero se definen los parámetros globales de malla y luego se realiza un refinamiento adicional que se aplica individualmente a las partes creadas en el paso 1.2

a. Ajuste el tamaño de la malla global


Mesh > Global Mesh Setup  **> Global Mesh Size** 

- En **Max element**, ingrese el valor de 15
- En **Scale factor**, ingrese el valor de 1

Este parámetro es referido por otros parámetros de malla. Scale factor permite controlar globalmente la malla en vez de cambiar el tamaño de malla en cada entidad.

Click en **Apply**

b. Ajuste los parámetros de malla por partes

Mesh > Part Mesh Setup 

- Habilite **Prism** para las partes del carro (**ALERON_DELANTERO, ALERON TRASERO, PART1_2, RUEDAS Y TIJERAS**)

- Habilite **Hexa-core** para la parte de material (**FLUID**)
- Ajuste los parámetros en **max size** tal como aparece en la Figura C 10. Ajuste de los parámetros de malla por partes

Figura C 10. Ajuste de los parámetros de malla por partes

Part	Prism	Hexa-core	Maximum size	Height	Height ratio	Num layers	Tetra size ratio	Tetra width
ALERON_DELANTERO	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001					
ALERON TRASERO	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001					
BOX	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.01	0	0	0	0	0
CUERPOJAULA	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001	0	0	0	0	0
FLUID	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001					
INLET	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.01	0	0	0	0	0
OUTLET	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.01	0	0	0	0	0
PART_1_1	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.01					
PART_1_2	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001	0	0	0	0	0
RUEDAS	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001					
SOLID	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.001					
SYMM	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.01	0	0	0	0	0
TIJERAS	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.0005					

☒ Show size params using scale factor
☐ Apply inflation parameters to curves
☐ Remove inflation parameters from curves

Highlighted parts have at least one blank field because not all entities in that part have identical parameters

Apply Dismiss

- Seleccione **Apply**, y luego **Dismiss**

1.5 Generación una malla de tipo tetra/prism

La malla inicial tetra/prism es generada y examinada usando cut plane. Este tipo de malla es la combinación de tetraedros y hexaedros que no tienen una orientación específica en las líneas de las celdas

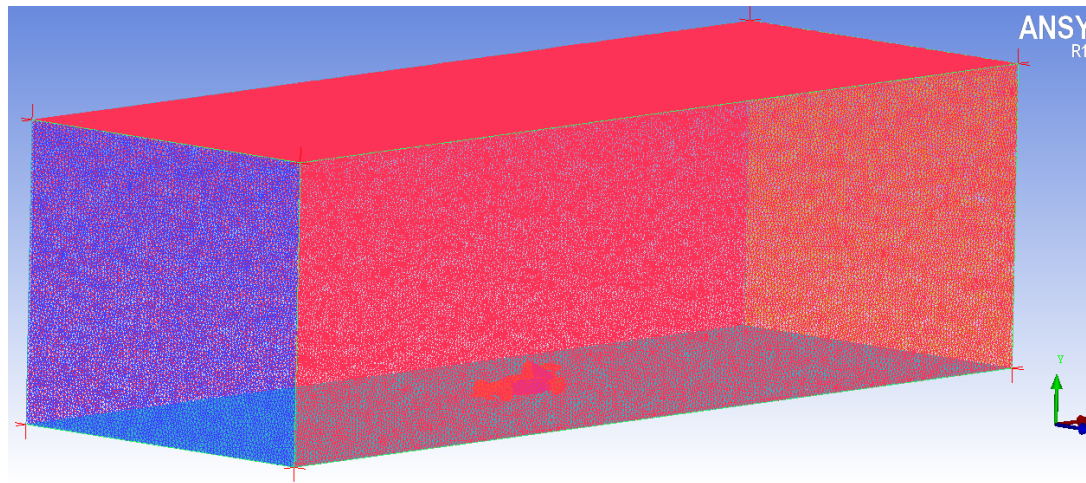
a. Cree la malla

Mesh > Compute Mesh  **> Volume Mesh** 

- En **Mesh Type**, de la lista seleccione **Tetra/Mixed**
- En **Mesh Method**, de la lista seleccione **Robust (Octree)**
- Habilite **Create Prism Layers**
- Deje los otros valores predeterminados
- Click en **Compute**

La generación de la malla aparecerá como la Figura C 11. Enmallado sobre el túnel de viento y el carro inicial

Figura C 11. Enmallado el túnel de viento y el carro inicial



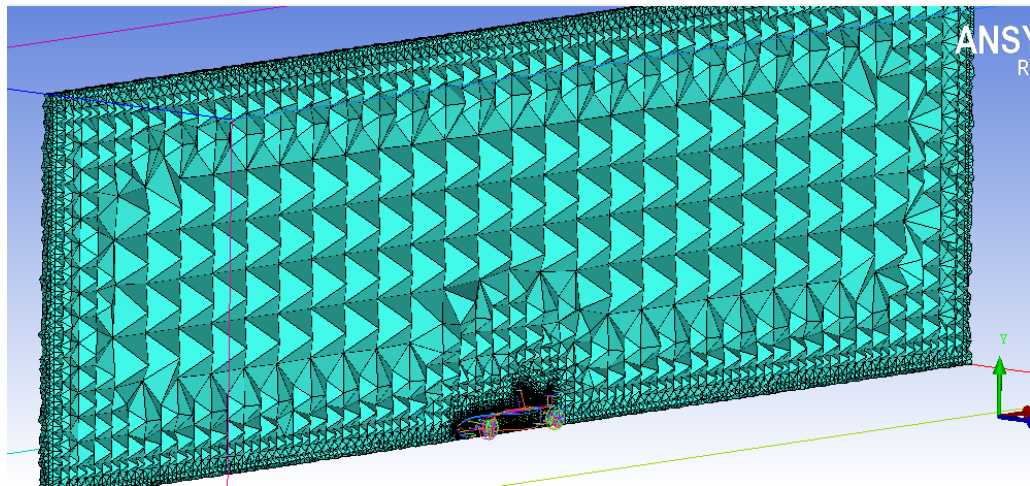
- b. Vea un plano de corte en las superficies, para asegurarse que existe un enmallado al interior del túnel de viento y el carro, necesarios para detectar los fenómenos que ocurren durante la solución del dominio matemático en FLUENT

☰ [RMB] → Mesh > Cut Plane > [LMB] → Show Cut Plane

☰ Mesh [RMB] → Volumes [LMB] → Solid & Wire

- Para **Method**, de la lista seleccione **Middle X plane**
Use la rueda de desplazamiento para mover el plano de corte

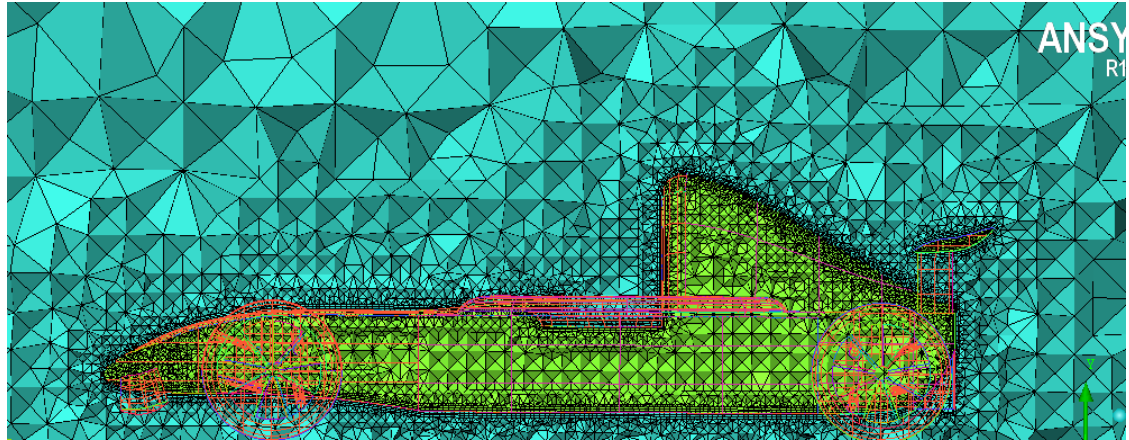
Figura C 12. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro inicial



Al rededor del contorno del carro se tiene una malla más fina para asegurar un control de volumen mayor y varios puntos de análisis sobre los elementos del


vehículo que son significativos, como se muestra en la Figura C 13. Vista lateral del plano de corte en volumen

Figura C 13. Vista lateral del plano de corte en volumen



1.6 Revisando y suavizando la malla tetra/prism

En esta secuencia, la malla llevara a cabo la revisión de errores y luego será mejorada por un transformación de lineal a cuadrática.

Edit Mesh > Check Mesh 

- a. Acepte los ajustes predeterminados

A la pregunta si se desea eliminar los vértices desconectados, click en **Yes**




- b. Click en **Apply**

1.7 Guardar el proyecto y salir.

- a. Guarde el archivo de bloqueo como CARRO1

File > Blocking > Save Blocking As...

- b. Guarde la malla en formato no estructurado con el nombre predeterminado carro1.uns en el directorio de trabajo

 **Blocking**  **Pre-Mesh**  **Convert to Unstruct Mesh**

La malla automáticamente será cargada

- c. Escriba en la del archivo para Ansys FLUENT


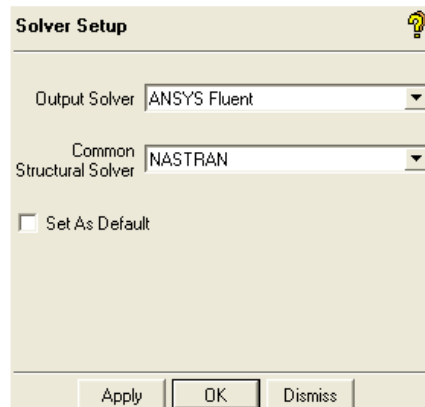

Output > Select solver 

Figura C 14. Ventana de Ajuste Solver

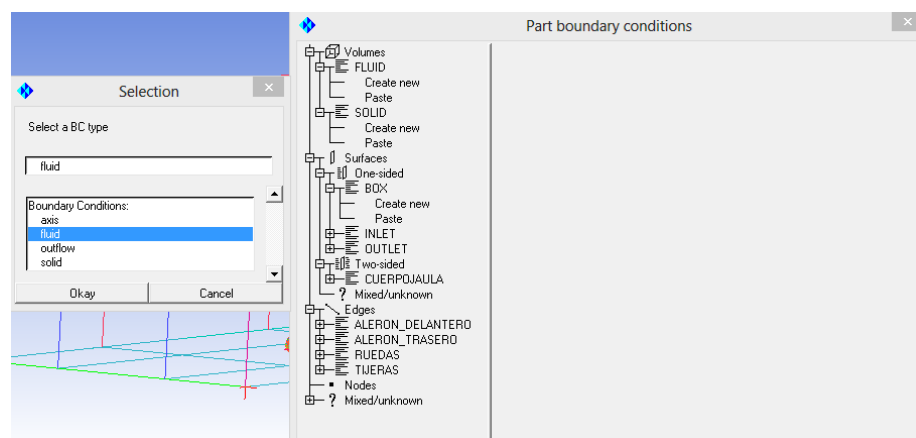


- En **Output Solver**, de la lista seleccione **ANSYS Fluent**
 - En **Common Structural Solver** deje la opción **NASTRAN**
 - Click en **Apply**
- d. Ajuste las condiciones limite apropiadas

Output > Boundary conditions 

- Ajuste la condición límite en el árbol para la parte **FLUID** seleccione **create new** y luego en la ventana que aparece seleccione **fluid**

Figura C 15. Ventana para ajusta las Condiciones Limite



- Click en **Okay**

e. Similarmente ajuste las condiciones límite para:

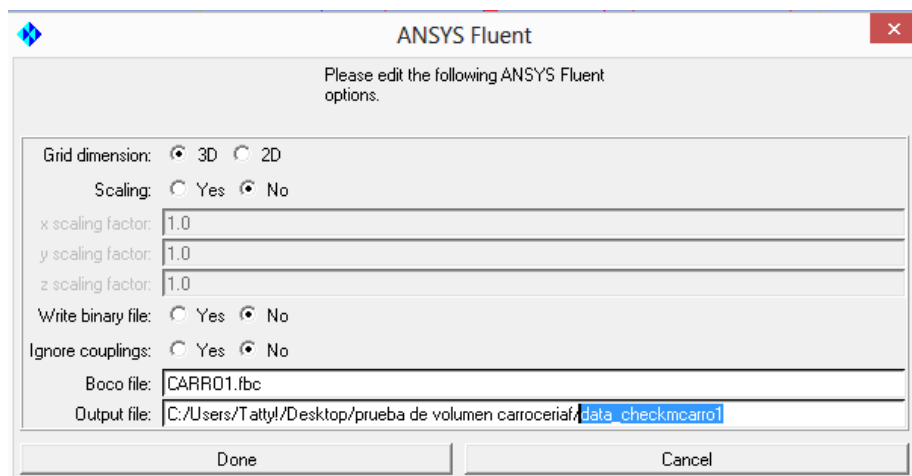
- **SOLID** a **solid**
- **BOX** a **Wall**
- **INLET** a **velocity-inlet**
- **OUTLET** a **pressure-outlet, exhaust-fan, outlet-vent.**
- **CUERPOJAULA** a **Solid**
- **ALERON_DELANTERO** a **Solid**
- **ALERON TRASERO** a **Solid**
- **RUEDAS** a **Solid**
- **TIJERAS** a **Solid**

f. Click en **Accept** después de ajustar todas las condiciones limite

g. Escriba el archivo de entrada para Ansys FLUENT

La ventana de dialogo **ANSYS Fluent** aparecerá:

Figura C 16. Ventana para escribir un archivo de entrada a ANSYS FLUENT



Ingresa data_checkmcarro1 en **Output file**

Click en **Done**

Ahora usted puede leer este archivo de malla, proceder a ajustar e iniciar el cálculo computacional para el carro inicial en **ANSYS FLUENT**

2. GENERACION DE LA MALLA PARA EL CARRO INICIAL

Para el Carro final el criterio de enmallado es el mismo que se realizó en el carro inicial, por lo tanto la mayoría de los pasos descritos en la sección anterior serán referenciados para la creación de la malla de este modelo final.

Este tutorial muestra cómo hacer lo siguiente:

- 2.1 Construir la topología
- 2.2 Crear partes superficiales y puntos de material para el carro y el túnel de viento
- 2.3 Crear un bloqueo a la geometría del carro y el túnel de viento.
- 2.4 Configurar parámetros de malla.
- 2.5 Generar una malla de tipo tetra/prism mesh.
- 2.6 Revisar la calidad de la malla
- 2.7 Guardar el proyecto y salir.

Antes de iniciar con la creación de una malla se debe importar la geometría de la siguiente manera:

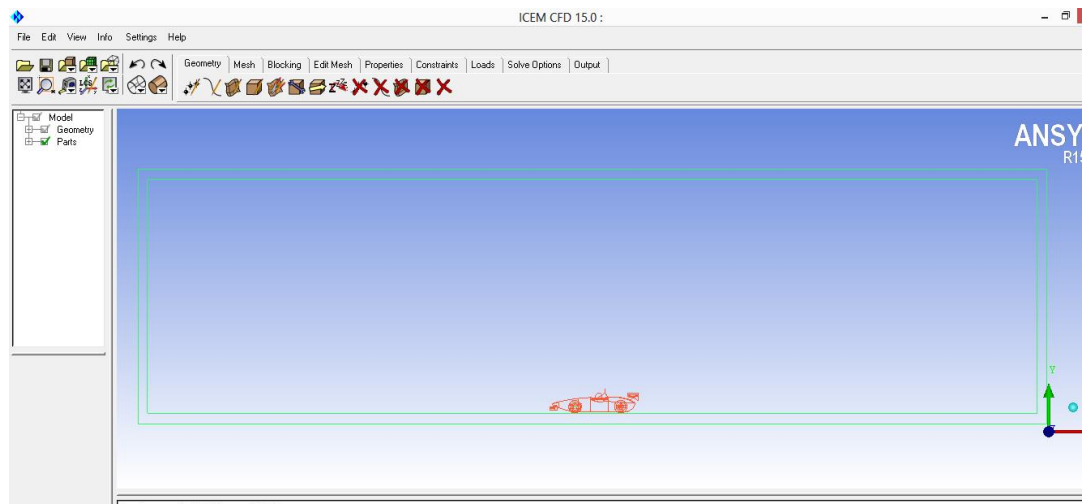
File > import geometry > legacy > parasolid

Para enmallar el carro final, elija el archivo con nombre **“carrocería (1)”**

Haga click en **Apply**

La geometría aparecerá como sigue:

Figura C 17. Importación de la geometría

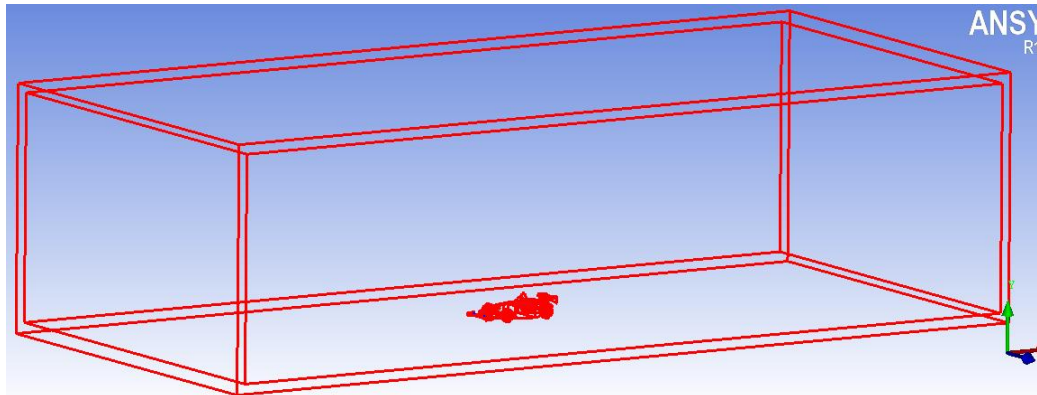


2.1 Construir la topología

Refiérase al numeral 1.1 Construir la topología y ajuste los mismos parámetros en la ventana **Build Diagnostic Topology**

La topología aparecerá así:

Figura C 18. Construcción de la topología



2.2 Crear partes superficiales y puntos de material




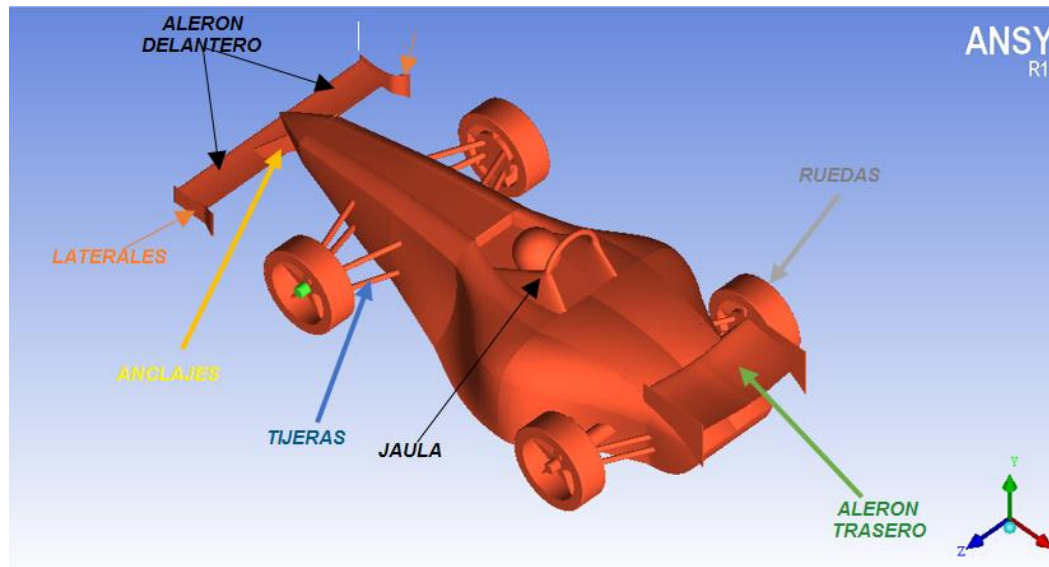
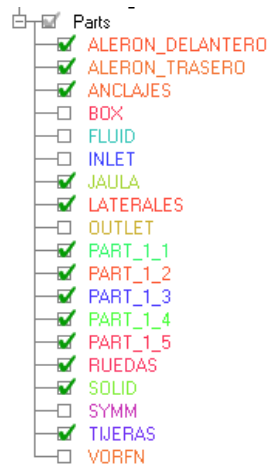
- Para la creación de partes sobre el túnel de viento repita los pasos del “a” hasta “g” de la sección 1.2 Crear partes superficiales y puntos de material
- Cree partes superficiales para la geometría del carro final, tal como se hizo anteriormente, pero ahora con los elementos (**ALERON DELANTERO, ALERON TRASERO, ANCLAJES, JAULA, LATERALES, RUEDAS Y TIJERAS**) que se muestran en la Figura C 19. Nombre de las partes para el carro final.
- En el árbol active  **Geometry**  **Surfaces**  **Solid** para visualizar la geometría como solido e identificar las partes con mayor facilidad

Figura C 19. Nombre de las partes para el carro final



Una vez creadas las partes, éstas aparecerán en el árbol haciendo click en el icono **Parts** como se muestra a continuación

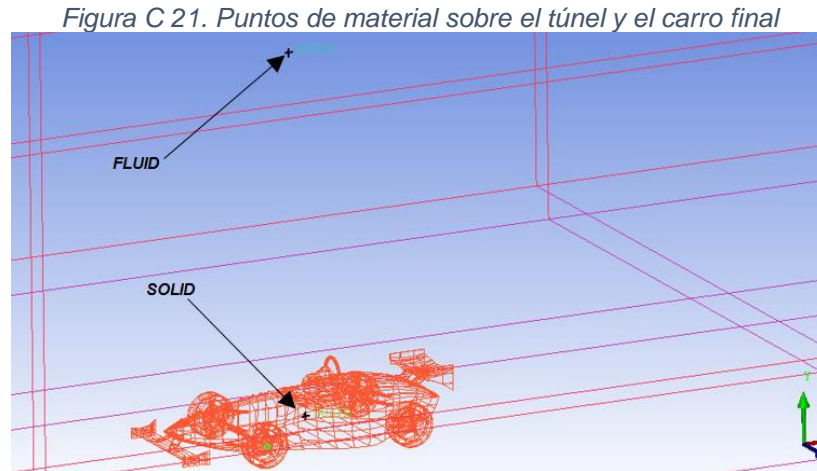
Figura C 20. Árbol - creación de partes carro final



Nota: Curvas y Puntos permanecerán en la geometría inicial PART1_1, PART1_2, PART1_3, PART1_4 Y PART 1_5

- d. La asignación de puntos de material (FLUID para el túnel de viento y SOLID para el carro final) se pueden crear, repitiendo los pasos "j" hasta "k" de la sección 1.2 Crear partes superficiales y puntos de material

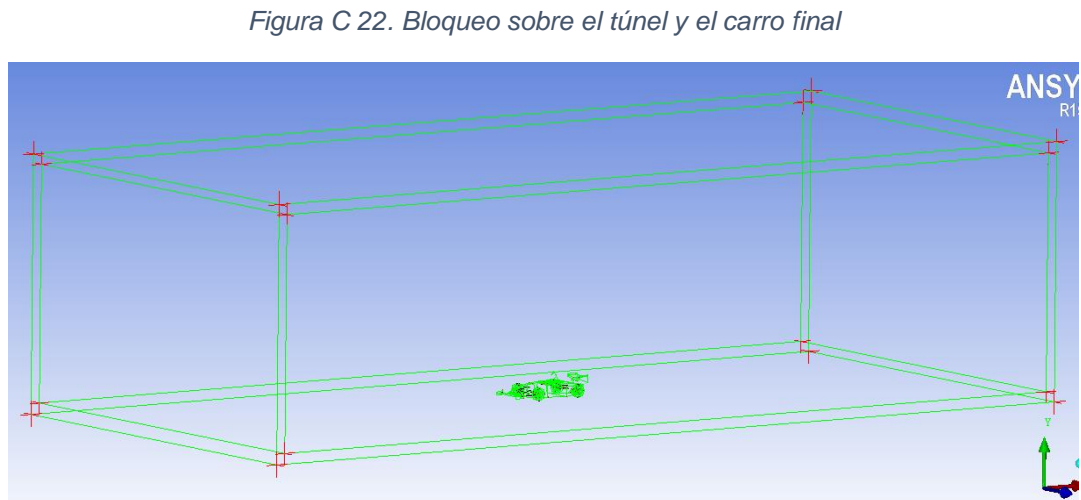
La creación de puntos de material aparecerá como se muestran en la Figura C 21. Puntos de material sobre el túnel y el carro final



2.3 Crear un bloqueo a la geometría del carro y el túnel de viento.

- Para crear un bloqueo que se ajuste al contorno de la geometría del carro y el túnel de viento refiérase a los pasos “a” hasta “c” de la sección 1.3 crear un bloqueo que se ajuste al contorno de la geometría del carro y el túnel de viento

El bloqueo se verá como la Figura C22. Bloqueo sobre el túnel y el carro final



2.4 Configuración de los parámetros de malla

- El del tamaño de la malla global se ajusta tal como se hizo en el paso “a” de la sección 1.4 Configuración de los parámetros de malla.
- Ajuste los parámetros de malla por partes

Mesh > Part Mesh Setup

- Habilite **Prism** para las partes del carro (**ALERON_DELANTERO, ALERON TRASERO, ANCLAJES, JAULA, LATERALES, PART1_2, PART1_3, PART1_4, PART 1_5, RUEDAS Y TIJERAS**)
- Habilite **Hexa-core** para la parte de material (**FLUID**)
- Ajuste los parámetros en **max size** tal como aparece en la Figura C 23. Ajuste de los parámetros de malla por partes para el carro final

Figura C 24. Ajuste de los parámetros de malla por partes para el carro final

Part	Prism	Hexa-core	Maximum size	Height	Height ratio	Num layers	Tetra size ratio	Tetra width
ALERON_DELANTERO	<input checked="" type="checkbox"/>		0.01					
ALERON TRASERO	<input checked="" type="checkbox"/>		0.02					
ANCLAJES	<input checked="" type="checkbox"/>		0.07					
BOX	<input type="checkbox"/>		0.5	0	0	0	0	0
FLUID	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>						
INLET	<input type="checkbox"/>		0.5	0	0	0	0	0
JAULA	<input checked="" type="checkbox"/>		0.03					
LATERALES	<input checked="" type="checkbox"/>							
OUTLET	<input type="checkbox"/>		0.5	0	0	0	0	0
PART_1_1	<input type="checkbox"/>		0.5					
PART_1_2	<input checked="" type="checkbox"/>		0.1	0	0	0	0	0
PART_1_3	<input checked="" type="checkbox"/>		0.1	0	0	0	0	0
PART_1_4	<input checked="" type="checkbox"/>		0.1	0	0	0	0	0
PART_1_5	<input checked="" type="checkbox"/>		0.1	0	0	0	0	0
RUEDAS	<input checked="" type="checkbox"/>		0.05					
SOLID	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	0.1					
SYMM	<input type="checkbox"/>		0.5	0	0	0	0	0
TIJERAS	<input checked="" type="checkbox"/>		0.02					

☒ Show size params using scale factor
☐ Apply inflation parameters to curves
☐ Remove inflation parameters from curves

Highlighted parts have at least one blank field because not all entities in that part have identical parameters

Nota: Laterales aparece subrayado en amarillo debido a se encuentran en Part_1_3, por tanto no es necesario ajustar ningún valor en max size.

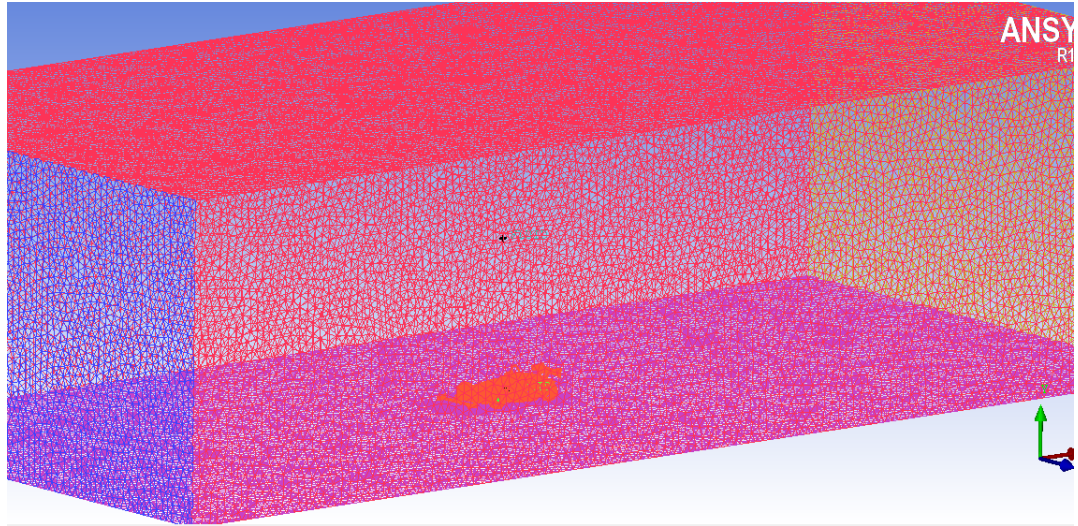
- Seleccione **Apply**, y luego **Dismiss**

2.5 Generación una malla de tipo tetra/prism

La malla inicial tetra/prism es generada repitiendo los pasos de "" hasta "" de la sección 1.5 Generación una malla de tipo tetra/prism.

El enmallado aparecerá como la Figura C 25. Enmallado sobre el túnel de viento y el carro final

Figura C 25. Enmallado el túnel de viento y el carro final



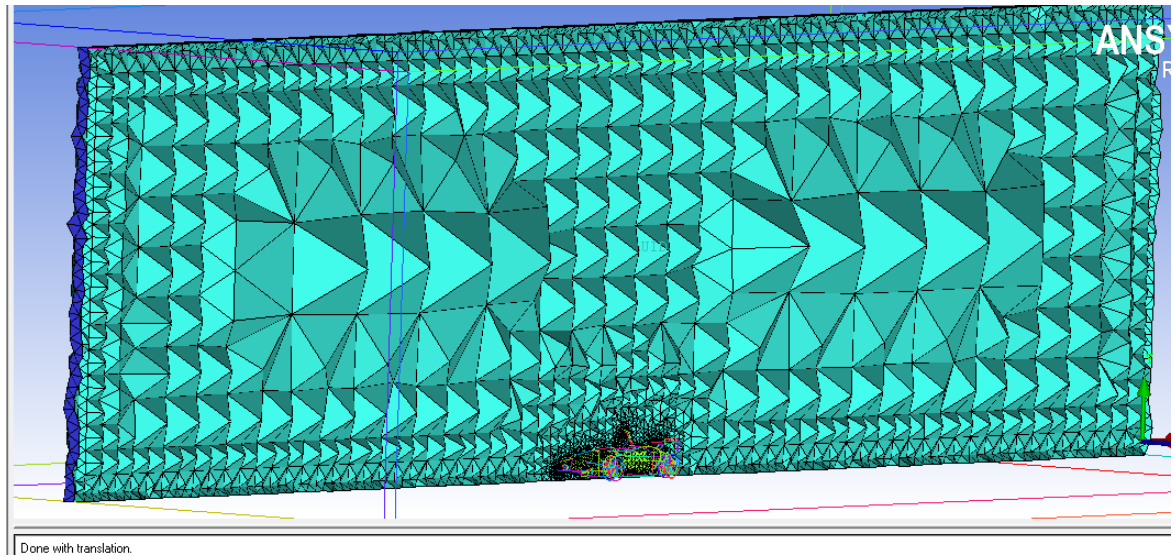
- c. Vea un plano de corte en las superficies, para asegurarse que existe un enmallado al interior del túnel de viento y el carro, necesarios para detectar los fenómenos que ocurren durante la solución del dominio matemático en FLUENT

☰ **RMB** → **Mesh > Cut Plane >** **LMB** → **Show Cut Plane**

☰ **Mesh** **RMB** → **Volumes** **LMB** → **Solid & Wire**

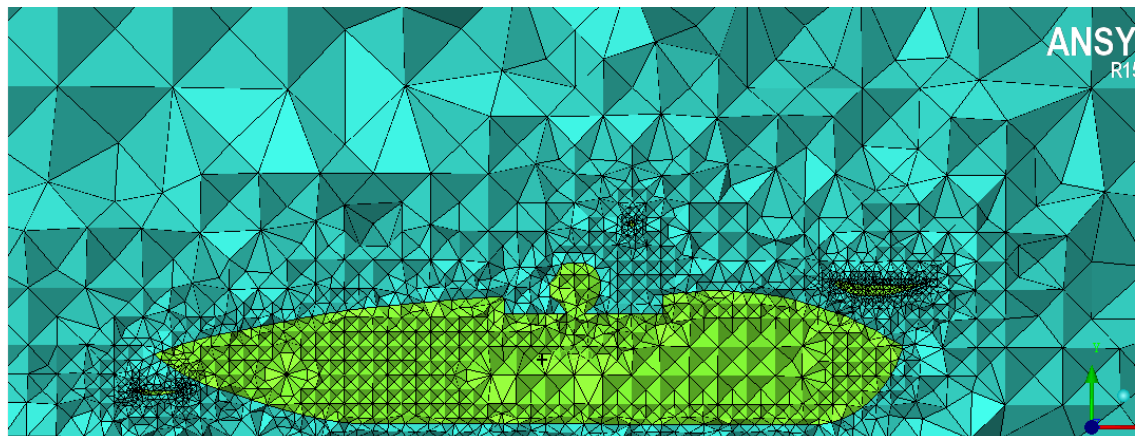
- Para **Method**, de la lista seleccione **Middle X plane**
Use la rueda de desplazamiento para mover el plano de corte

Figura C 26. Plano de corte en volumen del túnel de viento sobre el carro final



Al rededor del contorno del carro se tiene una malla más fina para asegurar un control de volumen mayor y varios puntos de análisis sobre los elementos del vehículo que son significativos, como se muestra en la Figura C 27. Vista lateral del plano de corte en volumen

Figura C 27. Vista lateral del plano de corte en volumen



2.6 Revisar la calidad de la malla

La revisión de errores y la mejora automática de la malla generada se pueden aplicar siguiendo los pasos de “a” hasta “b” de la sección 1.6 Revisando y suavizando la malla tetra/prism

2.7 Guardar el proyecto y salir.

- a. Guarde el archivo de bloqueo como Carrocería(1)

File > Blocking > Save Blocking As...

- b. Guarde la malla en formato no estructurado con el nombre predeterminado carro1.uns en el directorio de trabajo

 **Blocking**  → **Pre-Mesh**  → **Convert to Unstruct Mesh**

La malla automáticamente será cargada

- c. Escriba en la del archivo para Ansys FLUENT


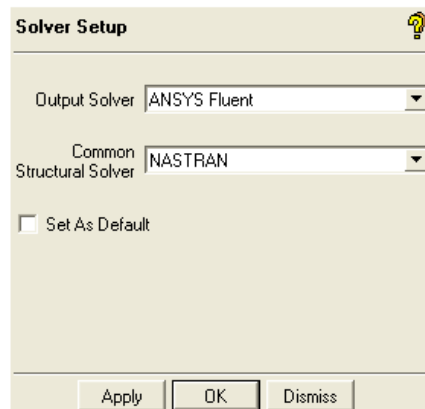

Output > Select solver 

Figura C 28. Ventana de Ajuste Solver



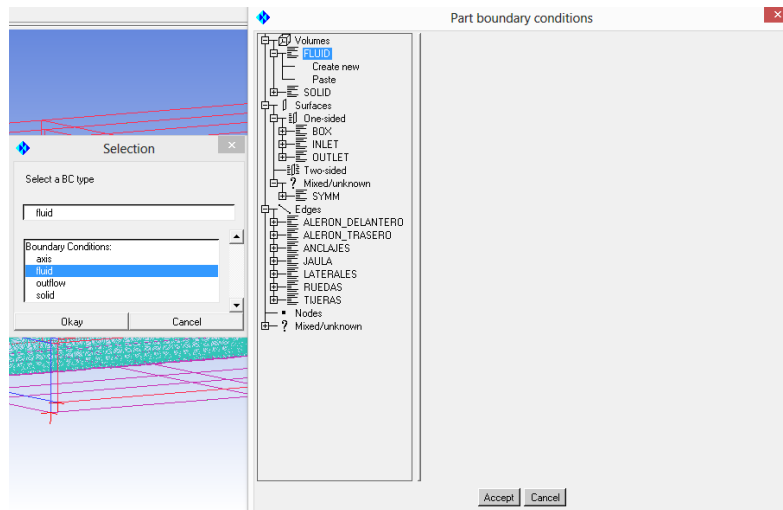
- En **Output Solver**, de la lista seleccione **ANSYS Fluent**
- En **Common Structural Solver** deje la opción **NASTRAN**
- Click en **Apply**

d. Ajuste las condiciones límite apropiadas

Output > Boundary conditions 

- Ajuste la condición límite en el árbol para la parte **FLUID** seleccione **create new** y luego en la ventana que aparece seleccione **fluid**

Figura C 29. Ventana para ajusta las Condiciones Limite en el carro final



- Click en **Okay**

e. Similarmente ajuste las condiciones límite para:

- **SOLID** a **solid**
- **BOX** a **Wall**
- **INLET** a **velocity-inlet**
- **OUTLET** a **pressure-outlet, exhaust-fan, outlet-vent.**
- **ALERON_DELANTERO** a **Solid**
- **ALERON TRASERO** a **Solid**
- **ANCLAJES** a **Solid**
- **JAULA** a **Solid**
- **LATERALES** a **Solid**
- **RUEDAS** a **Solid**

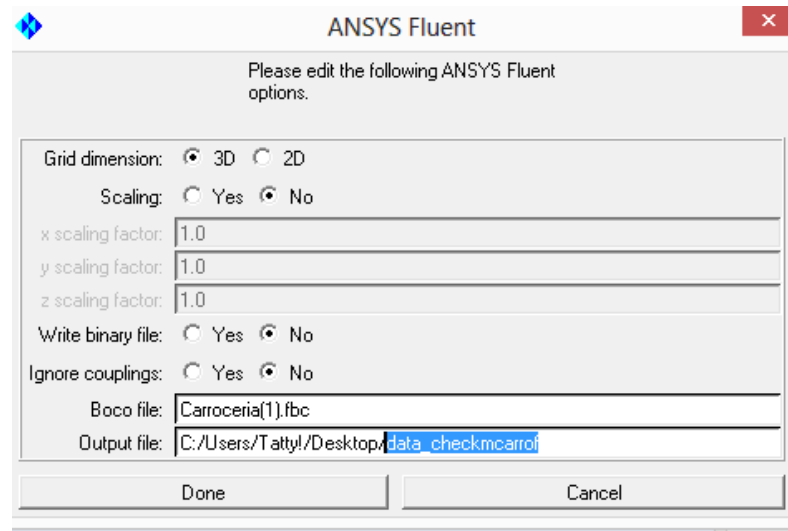
- **TIJERAS a Solid**

f. Click en **Accept** después de ajustar todas las condiciones limite

g. Escriba el archivo de entrada para Ansys FLUENT

La ventana de dialogo **ANSYS Fluent** aparecerá:

Figura C 30. Ventana para escribir un archivo de entrada a ANSYS FLUENT



Ingrese data_checkmcarrof en **Output file**

Click en **Done**

Ahora usted puede leer este archivo de malla, proceder a ajustar e iniciar el cálculo computacional para el carro final en **ANSYS FLUENT**

ANEXO D

PROGRAMACIÓN DEL CÁLCULO COMPUTACIONAL EN FLUENT

ANEXO D

PROGRAMACIÓN DEL CÁLCULO COMPUTACIONAL EN FLUENT

Antes de indicarle a un programa de cálculo computacional que empiece con la simulación es necesario hacer una serie de modificaciones para adaptar el problema físico a las necesidades de estudio. A continuación se exponen ordenadamente los pasos que hay que seguir para la iniciación de la simulación de un carro corriendo a distintas velocidades en FLUENT

Paso	Acción/ Comando	Explicación
1	Abrir FLUENT	
2	File/Read/Mesh	Se importa la malla generada (Refiérase anexo C)
3	Mesh/Check	Comprobar que la malla está en buen estado
4	Mesh/Smooth-Swap	Se suaviza y homogeneiza la malla. Con esto se eliminan aquellos elementos deformados que podrían afectar a la convergencia del modelo.
5	Define/General	Se deja todo por defecto; en type-Pressure Based, Velocity formulation-Absolute, Time-Steady
6	Define/Models/Viscous-Laminar	Se selecciona como modelo viscoso Spalart-Allmaras(1eqn)
7	Define/Materials	Se escoge el fluido de trabajo (air), se ingresan los valores de densidad y viscosidad del aire
8	Define/Boundary Conditions	Se selecciona (Inlet) como condición de frontera, y se procede a editar la magnitud de la velocidad (velocidad a la que se pretende simular el carro)
9	Define/Operating conditions	Se asigna el valor de la presión del lugar al que se pretende simular (7.3759×10^4 Tocancipa-Cundinamarca)
10	Solve/Methods	Se asigna la discretización espacial en Pressure-Second Order y momentum-Second Order Upwind
11	Solve/Controls/Limits	Ajustar la presión absoluta máxima a $5e+18$ y la viscosidad del régimen turbulento a $1e+11$
12	Solve/Monitors/ Residuals	Se grafican los residuales para decidir si la solución ha convergido o no.

		Idealmente una solución ha convergido cuando esta diferencia se hace 0. Computacionalmente, esto se traduce en un valor límite suficientemente pequeño. Se crea los residuales de Lift y Drag seleccionando todas las partes del carro, luego print and plot.
13	Solve/Initialization	Se selecciona inicializar la solución. Compute from: Inlet, aparecerá la velocidad en el eje X a la que se pretende simular el carro. Click en initialize
14	Solver/Run calculation	se elige el número de iteraciones que se quiere (10000) y el número de pasos de tiempo (1). Click en Calculate

Cuando la solución ha convergido, los últimos valores de las variables solución se graban como la solución final. Para ser capaz de interpretar estos datos, es necesario ordenarlos y reducirlos a un tamaño comprensible. La forma más usual de visualizar los resultados de la simulación es mediante los gráficos de contornos y los gráficos de vectores de velocidad mostrados en el presente documento en la sección

En el paso 8 se asignaron velocidades de (5.555, 11.111, 16.666, 22.222, 27.777, 30.555, y 36.111) m/s tanto para el carro inicial como para el carro final teniendo un total de 14 simulaciones, sin embargo para ser capaz de interpretar estos datos, se redujeron a un tamaño comprensible en donde ocurrían los cambios de fenómenos más significativos mostrados en la sección “4.1.4 Análisis de resultados carro inicial y carro final” del presente documento.

ANEXO E
POLIURETANO/ISOCIANATO

Código: ET-001-PR	FICHA TECNICA	
Versión: 00		
Página 2 de 3		

FECHA DE REVISION: MARZO 01 /11

POLIOL 704/R / ISOCIANATO P.I.

DESCRIPCION

El **POLIOL 704/R** Formulado está diseñado para la producción por el proceso de inyección, de piezas moldeadas, con densidades aplicadas de 700 – 900 Kg/m³. La reacción del **POLIOL 704/R.** formulado y el **ISOCIANATO P.I.** nos ayudará a producir piezas como coderas y algunas otras piezas para la Industria del mueble y automotriz.

PROPIEDADES TIPICAS

		POLIOL 704 /R	ISOCIANATO P.I.
Número de OH	mg KOH/g	164-176	----
Contenido de NCO	%	----	28-30
Temperatura de Almacenaje	° C	15-25	25-35
Viscosidad (cps) @ 25°C		550	130
Estabilidad (1)	Meses	6	6

(1) Almacenado en los tambores originales sellados y en un lugar seco a la temperatura recomendada.

RELACION DE TRABAJO RECOMENDADA

partes por peso

Poliol 704 / R
Isocianato P.I.

100
50 - 55

CARACTERISTICAS DE LA REACCION

(Temperatura de los componentes 20 °C)

Los valores aquí especificados pueden variar según las condiciones de proceso.

		Espumado a mano
Tiempo de crema	Seg	32-39
Tiempo de Gel	Seg	50-55
Tiempo de Tacto	Seg	55-65
Densidad libre de	Kg/m³	700-900

CONDICIONES DE PROCESAMIENTO

Temperatura de Componentes	°C	20-25
Temperatura de Moldes	°C	45-55
Tiempo de Desmoldeo	Min	3-4

ANEXO F
FICHA TECNICA COLREPOX Y EPOXY

COLREPOX® 6090A – 1956 B

FT-018-V0

➤ DESCRIPCIÓN

Es un sistema epóxico libre de solventes, de viscosidad media para coladas resistentes al impacto.

➤ USOS

Para aplicación de plantillas, patrones para fundición, útiles y accesorios para herramental.

➤ VENTAJAS

- Sistema epóxico libre de solventes.
- Fácil de aplicar con brocha, espátula o por colada.
- Cubre muy bien los bordes agudos.
- Se puede utilizar para impregnación con fibra de vidrio.
- Viscosidad manejable
- Se puede emplear con carga como sistema para colada o relleno.
- Buenas propiedades humectantes
- Curado a temperatura ambiente
- Mínima contracción al emplearse con tejido de vidrio
- Muy buena estabilidad dimensional
- Excelentes propiedades mecánicas

➤ DATOS TÉCNICOS PARA LA MEZCLA

Apariencia	Líquido transparente ámbar
Relación de la mezcla – peso	100: 20
Densidad a 20°C:	1,07 +/-0,002 gr/cm ³
Viscosidad (25°C):	1.300-1.500mPas
Tiempo de uso (para 100 gr/mezcla):	35 – 40 minutos a 25°C
Tiempo de desmolde:	20-24 horas
Tiempo mínimo de curado:	24-36 horas

➤ PROPIEDADES MECANICAS

Propiedades después del endurecimiento

Curado: 7 días/temperatura ambiente o 12 horas/40°C

La Mezcla A comprende un laminado constituido por 7 capas de cinta de vidrio QT 57, de 3 mm de espesor.

Densidad		g/cm ³	1,1	1,5-1,6	1,1
Dureza Shore D	ISO 868		—	—	65-70
Resistencia a la compresión	ISO 604	N/mm ²	—	55	
Resistencia a la flexión	ISO 178	N/mm ²	270-300	40	25-30
Módulo de elasticidad a la flexión	ISO 178	N/mm ²	17000-18000	6500-7500	400-500
Resistencia al impacto	ISO 179	kJ/m ²	90-100	2,5	50-65
Contracción lineal (Probetas: 900 x 75 x 4 mm)		%	0,1-0,3	—	0,3-0,5
Contenido de vidrio	ISO DR 1633	%	58-60	—	—
Absorción de agua 10 días/23°C		%	0,49	0,45	—
1 hora/100°C		%	0,42	0,63	—
Temperatura de deflexión	ISO 75	°C	45-55*)	45-55	—

*) Determinada mediante ensayos de material sin refuerzo

RECOMENDACIONES PARA EL MEZCLADO

Mezcla 1: Sin Carga: para la producción de laminados por aplicación manual.

La resina y el endurecedor deben mezclarse muy bien a 20-25°C. Impregnar cada capa de tejido de vidrio con la mezcla resultante y aplicarla manualmente. Como paso previo a la construcción de la estructura que contendrá dicho tejido, tratar los moldes o modelos con un agente de despegue para asegurar un desmolde sin inconvenientes. Para garantizar la adherencia del laminado a las capas superficiales o a capas de acoplamiento, comenzar su aplicación cuando estas se encuentren aun pegajosas al tacto. Como regla general, el espesor total del laminado deberá ser de 5-8mm.

Mezcla 2: Con Carga: Se utiliza como sistema para colada. Las cargas en polvo deben ser secas y calentadas a 50°C antes de mezclarse con la resina, facilitándose así una dispersión

Colrepop 6090A – 1956BPág.

COLREPOX® 6090A – 1956 B

FT-018-V0

homogénea en la misma y obteniéndose, de esta manera, una mezcla sin aire, en gran medida. El endurecedor deberá revolverse minuciosamente dentro de la mezcla resina/carga únicamente cuando esta haya enfriado hasta temperatura ambiente (20-25°C).

Mezcla 3: Sin Carga: Proporciona un sistema de colada transparente. Para obtener coladas transparente libres de aire y resistentes al impacto, la mezcla deberá ser desgasificada bajo vacío antes de su aplicación.

NOTA: Las recomendaciones acá propuestas son solamente una guía de cómo usar el producto. Cualquier otra modalidad de aplicación depende de la habilidad y experiencia del aplicador.

➤ **EMPAQUE y PRESENTACIÓN**

Resina 4.0Kg - 20Kg
Endurecedor 0.8Kg-4.0Kg

➤ **MANEJO Y ALMACENAMIENTO**

Tanto la resina como el endurecedor deben ser almacenados en lugares secos a una temperatura entre 18 °C y 25 °C, en sus envases originales y bien sellados. Se deben tratar de consumir los envases parcialmente llenos, para minimizar la probabilidad de alteración de los productos. La vida de almacenamiento en los envases originales es de un año.

Las resinas epóxicas y sus endurecedores son productos químicos y por lo tanto deben seguirse las precauciones de manejo indicados por el fabricante.

➤ **SEGURIDAD**

El endurecedor es corrosivo y pueden causar irritaciones severas en la piel y en los ojos. No haga contacto con los ojos, piel y la ropa. No inhale vapores.

Mantenga el recipiente bien cerrado cuando no lo esté usando o durante el transporte.

Si se presenta contacto con:

Ojos: Lávese inmediatamente con agua por un tiempo no menor a 15 minutos.

Piel: Lávese inmediatamente y en forma abundante con agua y jabón.

Inhalación: Salga inmediatamente a un sitio donde haya aire fresco. Suministre oxígeno si hay dificultad para respirar.

Ingestión: Si la persona está consciente, suministre abundante agua. Acuda inmediatamente al médico.

Nota: Los datos contemplados en esta ficha técnica han sido realizados bajo condiciones estándar a nivel de laboratorio. Se pueden presentar algunos cambios debido a variaciones de humedad o temperatura al momento de la aplicación; por lo tanto siempre se recomienda hacer ensayos previos y representativos para asegurar resultados exitosos en campo.

Es una política de COLQUIMICOS asegurar la calidad constante de sus productos, pero no se asume ninguna responsabilidad por los resultados no exitosos, debido al empleo inadecuado de los productos o a una inadecuada aplicación de los mismos.

Última actualización: Septiembre 2013.

Colrepol 6090A – 1956BPág.



Technical Data Sheet

105 System

105/205

105 Epoxy Resin[®], 205 Fast Hardener[®]

General description

105/205 Epoxy is used for general coating and bonding applications at lower temperatures and to produce a rapid cure that develops its physical properties quickly at room temperature.

105/205 forms a high-strength, moisture-resistant solid with excellent bonding and barrier coating properties. It will wet out and bond to wood fiber, fiberglass, reinforcing fabrics, foam and other composite materials, and a variety of metals.

105/205 Epoxy can be thickened with WEST SYSTEM fillers to bridge gaps and fill voids and can be sanded and shaped when cured. With roller applications, it has excellent thin-film characteristics, allowing it to flow out and self-level without “fish-eyeing.” Multiple coats of 105/205 Epoxy create a superior moisture barrier and a tough, stable base for paints and varnishes. It is formulated without volatile solvents resulting in a very low VOC content. It has a relatively high flash point, No strong solvent odor and does not shrink after curing. It is not intended for clear coating natural finished wood.

Handling characteristics

Mix ratio by volume (300 Mini Pump ratio)	5 parts resin: 1 part hardener
by weight	5.19: 1
Acceptable ratio range by weight	4.84: 1 to 6.20: 1
Mix viscosity (at 72°F) ASTM D-2393	975 cps
Pot life (100g at 72°F)	9 to 12 minutes
Working time, thin film*	60 to 70 minutes
Cure to a solid, thin film*	6 to 8 hours
Cure to working strength	1 to 4 days
Minimum recommended temperature	40°F (4°C)

**Epoxy cures faster at higher temperatures and in thicker applications.*

Physical properties of cured epoxy

Specific gravity	1.18
Hardness (Shore D) ASTM D-2240	83
Compression yield ASTM D-695	11,400 psi
Tensile strength ASTM D638	7,900 psi
Tensile elongation ASTM D-638	3.4%
Tensile modulus ASTM D-638	4.08E+05
Flexural strength ASTM D-790	14,100 psi
Flexural modulus ASTM D-790	4.61E+05
Heat deflection temperature ASTM D-648	118°F
Onset of Tag by DSC	129°F
Ultimate Tag	142°F
Annular shear fatigue @ 100,000 cycles	10,600 lb.

Storage/Shelf life

Store at room temperature. Keep containers closed to prevent contamination. With proper storage, resin and hardeners should remain usable for many years. After a long storage, verify the metering accuracy of the pumps. Mix a small test batch to assure proper curing.

Over time, 105 Resin will thicken slightly and will therefore require extra care when mixing. Repeated freeze/thaw cycles during storage may cause crystallization of 105 Resin. Warm resin to 125°F and stir to dissolve crystals. Hardener may darken with age, but physical properties are not affected by color. Be aware of a possible color shift if very old and new hardener are used on the same project.

Manufactured for
WEST SYSTEM by:



Gougeon Brothers Inc.
P.O. Box 908
Bay City, MI 48707

866-937-8797

www.westsystem.com

March, 2013